BERICHTE UND ABHANDLUNGEN

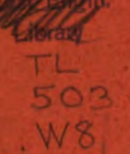
der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

(Beihefte zur „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“)

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W 35, Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl und **Dr.-Ing. Wilh. Hoff**
Professor a. d. Universität Göttingen
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

11. Heft **März 1924**





Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt 1923

(Ordentliche Mitglieder-Versammlung in Berlin)

INHALT:

Geschäftliches:

Vorträge der XII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung:

Beiträge:

Verlag von R. Oldenbourg / München und Berlin / 1924

Die Druckkosten des 11. Heftes der *„Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt"* sind in freundlicher Weise von der *„Deutschen Aero-Lloyd A.-G."* vorläufig zur Verfügung gestellt worden, so daß es nur dadurch möglich war, die Drucklegung des Heftes in der heutigen Zeit vornehmen zu können.

Die *„Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt"* möchte nicht verfehlen, der *„Deutschen Aero-Lloyd A.-G."* auf diesem Wege den verbindlichsten Dank auszusprechen.

BERLIN, im März 1924.

WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT
FÜR LUFTFAHRT E.V.

Der Vorsitzende:
Schütte.

GESCHÄFTLICHES

I. Mitgliederverzeichnis.

1. Vorstand und Vorstandsrat.

[Nach dem Stande vom 1. März 1924.]

Ehrenvorsitzender:

Seine Königliche Hoheit, Heinrich Prinz von Preußen, Dr.-Ing. e. h.

Vorstand:

Vorsitzender: Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr.-Ing. e. h., Zeesen b. Königswusterhausen, Schütte-Lanz-Straße.

Stellv. Vorsitzender: Wagenführ, Oberstlt. a. D., Berlin W 10, Friedrich-Wilhelmstr. 18.

Stellv. Vorsitzender: Prandtl, Prof., Dr. Dr.-Ing. e. h., Göttingen, Bergstr. 15.

Vorstandsrat:

Baeumker, Adolf, Rittm., Berlin-Steglitz, Fichtestr. 29.
Baumann, A., Prof., Stuttgart, Danneckerstr. 39a.
Berson, A., Prof., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2b.
Bleistein, Dir., Dipl.-Ing., Königswusterhausen, Bahnhofstr.
Boykow, Hans, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 85.
Caspar, Dr., Berlin W 10, Tiergartenstr. 34a.
Dieckmann, Prof. Dr., Gräfelfing b. München, Bergstr. 42.
Dorner, H., Dir., Dipl.-Ing., Hannover, Hindenburgstr. 25.
Dornier, Dir., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.
Dörr, Dipl.-Ing., Überlingen a. B.
Dröseler, Reg.-Baurat, Berlin SW 11, Halleschestr. 19.
Emden, Prof., München, Habsburgerstr. 4.
Engberding, Marinebaurat, Berlin W 50, Pragerstr. 4.
Everling, Emil, Prof. Dr., Berlin-Cöpenick, Lindenstr. 10.
Gradenwitz, Dr.-Ing., Berlin-Grunewald, Winklerstr. 6.
Hahn, Willy, Justizrat, Dr., Rechtsanwalt und Notar, Berlin W62, Lützowplatz 2.
Hoff, Wilh., Prof. Dr.-Ing., Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.
Hopf, Prof., Dr., Techn. Hochschule, Aachen, Lochnerstr. 26.
Junkers, Prof., Dr.-Ing. e. h., Dessau, Kaiser-Platz 21.
Kármán v., Prof. Dr. a. d. Techn. Hochschule Aachen, Aerodynamisches Institut.
Kasinger, Dir. des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller, Berlin W 35, Blumeshof 17.
Klemperer, Dipl.-Ing., Luftschiffbau Friedrichshafen a. B., Friedrichshafen a. B., Friedrichstr. 41/42.
Kober, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B.
Koschel, Oberstabsarzt a. D., Dr. med. et phil., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Linke, Prof., Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Mader, Dr.-Ing., Dessau, Kaiserplatz 23.
Maybach, Direktor, Friedrichshafen a. B., Zeppelinstr. 11.
Müller-Breslau, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing., Berlin-Grunewald, Kurmärkerstr. 8.
Naatz, Hermann, Dipl.-Ing., Dessau, Bismarckstr. 15.
Parseval, v., Prof., Dr., Dr.-Ing. e. h., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Pröll, Prof., Dr.-Ing. e. h., Hannover, Welfengarten 1.
Rasch, Felix, Charlottenburg 9, Kaiserdamm 55.
Reißner, Prof., Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Ortelsburgallee 8.
Rohrbach, Dr.-Ing., Charlottenburg, Wielandstr. 18.
Rumpler, Edmund, Dr.-Ing., Berlin W 10, Viktoriastr. 1.
Schwager, Otto, Dipl.-Ing., Deutsche Werke-Haselhorst, Spandau, Berliner Chaussee.
Süring, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., Potsdam, Telegraphenberg.
Wegener, Kurt, Prof., Dr., Flugstelle des Observatoriums Lindenberg, Staaken b. Spandau, Flugplatz.

Kommissare der Behörden: Ministerialrat Thilo-Berlin (Reichspostministerium).

2. Geschäftsführender Vorstand.

Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. e. h., Zeesen b. Königswusterhausen, Schütte-Lanz-Straße.
Wagenführ, Oberstlt. a. D., Berlin W, Friedrich-Wilhelmstraße 18, zugleich Schatzmeister.
Prandtl, Prof., Dr. phil., Dr.-Ing. e. h., Göttingen, Bergstr. 15.

Geschäftsführer:

Krupp, Hauptmann a. D.

Geschäftsstelle: Berlin W 35, Blumeshof 17 pt., Flugverbandhaus.

Bankkonto: Deutsche Bank, Rohstoff-Abtlg. Berlin W 8, Behrenstr. 12/17.

Postscheckkonto: Berlin Nr. 22844; Telephon: Amt Lützow Nr. 6508.

Telegrammadresse: Flugwissen.

3. Mitglieder.

a) Ehrenmitglieder:

Müller-Breslau, H., Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. e. h., Berlin-Grunewald, Kurmärkerstr. 8.

b) Lebenslängliche Mitglieder:

Barkhausen, Ernst, Dr., Berlin NW 40, In den Zelten 19.
Bassus, Konrad Frhr. von, München, Steinsdorfstr. 14.
Hagen, Karl, Bankier, Berlin W 35, Derfflingerstr. 12.
Krupp, Georg, Hauptmann a. D., Geschäftsführer der WGL, Charlottenburg, Kaiserdamm 23.
Madelung, Georg, Dr.-Ing., 720 Bryn Maw Road, Cleveland, Ohio.
Müller, Arthur, Berlin SW 68, Friedrichstr. 209.
Reißner, H., Prof. Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Ortelsburgallee 8.
Selve, Walter v., Dr.-Ing. e. h., Fabrik- und Rittergutsbesitzer, Altena i. W.
Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr.-Ing. e. h., Zeesen b. Königswusterhausen, Schütte-Lanz-Straße.
Wilberg, Major im Reichswehrministerium, Berlin-Wilmersdorf, Prinzregentenstr. 84.
Zorer, Wolfgang, Berlin W 30, Landshuterstr. 34, I.
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Adlershof.
Sächs. Automobil-Klub E. V., Dresden-A., Waisenhausstraße 29 I.
Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin.

c) Ordentliche Mitglieder:

Abercron, Hugo von, Oberst a. D., Dr. phil., Charlottenburg, Dahlmannstr. 34.
Abthoff, Ludwig, Breslau, Hohenzollernstr. 47/49.
Achenbach, W., Dr.-Ing., Berlin W 50, Culmbacherstr. 3.
Ackeret, Jakob, Göttingen, Geismarlandstr. 10.
Ackermann-Teubner, Alfred, Hofrat, Dr.-Ing., Leipzig, Poststr. 3/5.
Adam, Fritz, Dr.-Ing. e. h., Berlin W 10, Matthäikirchstr. 4.
Adami, Hauptmann a. D., Berlin-Friedenau, Offenbacherstr. 5.
Ahlborn, Friedrich, Prof. Dr., Hamburg, Uferstr. 23.

Alberti, Hermann, Kartograph bei der Landesaufnahme, Berlin NW 40, Moltkestr. 4.
Alsdorff, Paul, Baubeflissener, Köln-Lindenthal, Fürst-Pückler-Str. 28.
Amstutz, Eduard, stud. ing., Thun, Kreis Bern, Blümlisalpstr. 11.
Andresen, Hans B., Hirschberg, Schles., Contessastr. 6a.
Apfel, Hermann, Kaufmann, Leipzig, Brühl 62.
Arco, Georg, Graf, Dr. phil. h. c., Berlin-Tempelhof, Albrechtstraße 49/50.
Arnstein, Karl, Dr., Friedrichshafen a. B., Klosterstr. 4.
Aumer, Hermann, Fabrikdir., München, Pettenkoferstr. 23.

Baatz, Gotthold, Marinebaumeister a. D., Chefkonstrukteur d. L. F. G. Stralsund, Frankendamm 99 e.
Bader, Hans Georg, Dr.-Ing., Ludwigshafen, Gebr. Sulzer.
Bartels, Friedrich, Obering., Königswusterhausen, Storkowerstraße 17.
Barth, Heinrich Th., Großkaufmann, Nürnberg, Gut Weigelshof.
Basenach, Nikolaus, Direktor, Potsdam, Marienstr. 9.
Baßler, Kurt, Direktor der Allgemeinen Elektrizitäts-Gesellschaft, Lokomotivfabrik, Hennigsdorf b. Berlin.
Bauch, Kurt, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau Zeppelin.
Bauer, Egon, Fabrikbesitzer, Breslau-Carlowitz, Schulstr. 56/62.
Bauer, M. H., Direktor, Berlin-Friedrichshagen, Hahnsmühle.
Bauer, Richard, Ing., Travemünde, Flugzeugwerft.
Bauersfeld, W., Dr.-Ing., Jena, Sonnenbergstr. 1.
Baum, Albert, Generaldirektor des Total-Konzerns, Charlottenburg-Westend, Bayernallee 48.
Baumann, A., Prof., Stuttgart, Danneckerstr. 39a.
Baumbach, Wilhelm, Oberlt., Stettin, Blücherstr. 2.
Baumeister, Hans, Ing., Friedrichshafen a. B., Friedrichstr. 15.
Baumgart, Max, Ing., Berlin W 57, Winterfeldstr. 15.
Baeumker, Adolf, Rittmeister, Berlin-Steglitz, Fichtestr. 29.
Baur de Betaz, Wilhelm, Major a. D., Berlin-Wilmersdorf, Helmstedterstr. 15.
Becker, Gabriel, Dr.-Ing. Prof. a. d. Techn. Hochschule Charlottenburg, Charlottenburg, Stülpnagelstr. 20.
Beckmann, Paul, Dr., Solingen, Birkestr. 42.
Berlit, Baurat, Wiesbaden, Gutenbergplatz 3. Mittelrhein. Verein für Luftfahrt.
Berndt, Geh. Baurat, Prof. a. d. Techn. Hochschule Darmstadt, Darmstadt, Martinstr. 50.
Berner, Kurt, Kaufmann, Berlin SW 11, Schönebergerstr. 11.
Bernhardt, C. H., Fabrikbesitzer, Dresden-N., Alaunstr. 21.
Berson, A., Prof., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2b.
Berthold, Korv.-Kap. a. D., Berlin, Rüdesheimerplatz 5.
Bertrab, v., Exz., General d. Inf. a. D., Dr., Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 136.
Bertram, Kapitänleutnant a. D., Berlin SW, Belle-Alliance-Platz 16 I.
Bertram, Gerhard, Dipl.-Ing., Patentanwalt, Berlin SW 61, Waterlooufer 15.
Besch, Marinebaurat, Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau Zeppelin.
Betz, Albert, Dipl.-Ing., Dr. phil., Abteilungsleiter der Modell-Versuchsanstalt, Göttingen, Böttingerstr. 8.
Beyer, Hermann, Dresden, Wienerstr. 33.
Beyer, L., Landwirt, Ridders bei Lockstedter Lager, Kr. Steinburg, Holstein.
Bienen, Theodor, Hptm. a. D., Dipl.-Ing., Aachen, Melatenerstr. 44.
Birnbaum, Walter, Dr. phil., Charlottenburg 1, Kaiserin-Augusta-Str. 35.
Bischoff, Lt., Dresden-N., Unterer Kreuzweg 1 pt.
Blankenstein, Walter, Charlottenburg, Sophie-Charlottestraße 67/68.
Bleistein, Walter, Direktor, Dipl.-Ing., Königswusterhausen, Bahnhofstr. 11/12.
Blume, Walter, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Flugplatz, Halle 13.
Blumenthal, Otto, Prof. a. d. Techn. Hochschule Aachen, Aachen, Rütscherstr. 38.
Bock, Ernst, Prof., Dr.-Ing., Chemnitz, Würzburgerstr. 52.
Böhning, Hans, Mannheim, O. 7. 5.
Boklewsky, Constantin, Prof. und Dekan der Schiffsbau-Abt. i. Polytechnikum, Petrograd-Sosnovka (Rußland), Polytechnikum Nr. 22.
Bolle, Oberlt. a. D., Berlin W 10, Viktoriastr. 2.
Bongards, H., Dr. phil., wiss. Mitarbeiter der Deutschen Seewarte, Hamburg-Großborstel, Borsteler Chaussee 138.
Borchers, Max, Hauptmann a. D., Berlin-Pankow, Wilhelm Kuhrstr. 5. Pension Braun.
Borck, Hermann, Dr. phil., Berlin NW 23, Händelstr. 5.
Borsig, Conrad v., Geh. Kommerzienrat, Berlin N 4, Chausseestraße 13.
Borsig, Ernst v., Geh. Kommerzienrat, Berlin-Tegel, Reiherwerder.
Botsch, Albert, Darmstadt, Pankratiusstr. 15.
Boykow, Hans, Korv.-Kap. a. D., Berlin-Schöneberg, Hauptstraße 85.
Braun, Carl, Rittmeister a. D., Prien a. Chiemsee, Haus Bucheneck.
Breitung, Walter, Regierungsbaumeister, Berlin-Lichterfelde-West, Weddigenweg 45a.
Brenner, Paul, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof, Flugplatz.
Bröking, Marinebaurat, Kiel, Klopstockstr. 5.
Brümmer, Wilh., Charlottenburg, Windscheidstr. 40.
Bruns, Walter, Hptm. a. D., Berlin-Friedenau, Stierstr. 18.
Bucherer, Max, Ziviling., Berlin-Reinickendorf-West, Scharnweberstr. 108.
Bücker, Carl Cl., Oberlt. z. S. a. D., Direktor, Stockholm, Brunnsgatan 4.
Budig, Friedrich, Ing., Leipzig-Mockau, Immelmannstr. 7.
Büll, Willy, Dipl.-Ing., Gevelsberg, Jahnstr. 10.
Burmeister, Hans, Direktor, Heidelberg, Eppelheimerstr. 21.
Busch, Hermann, Ministerialrat, Berlin-Südende, Seestr. 8.
Buttlar, v., Hptm. a. D., Friedrichshafen a. B., Maybach-Motorenbau
Büttner, Ing., Glatz, Georgstr. 6.

Carganico, Major a. D., Berlin-Südende, Berlinerstr. 16.
Caspar, Dr., Berlin W 10, Tiergartenstr. 34a.
Cebulla, Fr., Lehrer, Breslau VI, Jahnstr. 42.
Colsmann, Alfred, Kommerzienrat, Generaldirektor des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen a. B.
Cornides, Wilhelm von, Verlagsbuchhändler, München, Glückstr. 8.
Coulmann, W., Marinebaurat, Hamburg, Wandsbecker Chaussee 76.
Cramér, C. R., Kamrer, Göteborg (Schweden), Gustav Adolfstorg 3.

Damm, Ernst A., Fabrikbesitzer, Velbert, Rhld.
Davidoff, Berlin NW 7, Sommerstr. 4.
Decker, Georg, Ing., Fürth i. B., Schwabacherstr. 71.
Degn, P. F., Dipl.-Ing., Neumühlen-Dietrichsdorf, Katharinenstr. 3.
Delliehausen, Karl, Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Innsbruckerstr. 54.
Denninghoff, Paul, Geh. Reg.-Rat, Mitglied des Reichspatentamtes, Berlin-Dahlem, Parkstr. 76.
Deutrich, Johann, Dipl.-Ing., Minden i. W., Karlstr. 24.
Dewitz, Ottfried v., Oberlt. z. S. a. D., Berlin-Lankwitz, Waldmannstr. 13.
Dickhuth-Harrach, v., Major a. D., Berlin, Pragerstr. 34.
Dieckmann, Max, Prof. Dr., Privatdozent, Gräfelfing bei München, Bergstr. 42.
Diemer, Franz Zeno, Ing., Seemoos b. Friedrichshafen a. B., Jägerhaus.
Dierbach, Ernst, Dipl.-Ing., Berlin NO 43, Am Friedrichshain 34.
Diesch, Oberbibl. Dr., Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berlinerstr. 170/71.
Dietrich, Richard, Direktor, Cassel, Dietrich-Gobiet-Flugzeugwerke.
Dietzius, Hans, Ing., Berlin-Pichelsdorf.
Doepp, Philipp v., Dipl.-Ing., Dessau, Blumenthalstr. 8.
Döring, Hermann, Dr. jur., Berlin-Wilmersdorf, Markgraf-Albrecht-Str. 13.
Dormann, Cl., Bezirksdirektor, Frankenstein i. Schl., Wallstraße 7.

Dorner, H., Dipl.-Ing., Direktor, Hannover, Hindenburgstraße 25.
Dornier, Claude, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.
Dörr, W. E., Dipl.-Ing., Direktor des Luftschiffbau Zeppelin, Überlingen a. B., Bahnhofstr. 29.
Dreisch, Th., cand. phys., Bonn, Lessingstr. 20.
Drexler, Franz, Ingenieur, Berlin-Friedenau, Kaiser-Allee 118.
Dröseler, Regierungsbaurat, Berlin SW 11, Hallesche-Str. 19.
Dubs, Hugo, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Leibnizstr. 21 part.
Duckert, Paul, Dr. phil., Berlin-Lichterfelde-Ost, Berlinerstraße 129a.
Dürr, Oberingenieur, Direktor, Dr.-Ing. e. h., Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau Zeppelin.

Eberhardt, C., Prof. a. d. Techn. Hochschule Darmstadt, Darmstadt, Inselstr. 43.
Eberhardt, Walter v., Generallt. a. D., Exzellenz, Wernigerode a. Harz, Hillebergstr. 1.
Ebert, Kurt, Nordhausen a. Harz, Halleschestr. 3.
Eddelbüttel, Walter, Kaufmann, Hamburg 13, Mittelweg 121.
Ehlers, Otto, Bankier, Hildesheim, Humboldtstr. 16.
Eichberg, Friedrich, Dr., Breslau 18, Gabitzstr. 178.
Eisenlohr, Roland, Dr.-Ing., Karlsruhe i. Baden, Jahnstr. 8.
Eisenmann, Fritz, Geometer, Wien XX/1, Gaußplatz 11.
Eisenmann, Kurt, o. Prof. Dr., Braunschweig, Techn. Hochschule.
Elias, Dr., Charlottenburg 9, Stormstr. 7.
Emden, Prof. Dr., München, Habsburgerstr. 4.
Endras, Clemens, Dipl.-Ing., Augsburg, Steingasse 264 III.
Engberding, Marinebaurat, Direktor des Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Berlin W 50, Pragerstr. 4.
Engsfeld, Emil, Fabrikbesitzer, Velbert, Rhld.
Enoch, Otto, Dr.-Ing., Berlin W, Courbièrestr. 3.
Eppinger, Curt, Ing., Berlin-Schöneberg, Ebersstr. 61.
Erdmann, Kurt, Dipl.-Ing., Hirschberg, Schles., Bahnhofstraße 38a.
Essers, Ernst L., cand. mach., Aachen, Rutscherstr. 35.
Everling, Emil, Prof., Dr., Berlin-Cöpenick, Lindenstr. 10.
Ewald, Erich, Regierungsbaumeister, Dr.-Ing., Oberlehrer an der Baugewerkschule Neukölln, Berlin-Charlottenburg, Goethestraße 62.

Fehlert, C., Patentanwalt, Dipl.-Ing., Berlin SW 61, Belle-Alliance-Platz 17.
Feige, Rudolf, Meteorologe, Direktor, Krietern b. Breslau.
Fette, R., Berlin-Dahlem, Werderstr. 12.
Fetting, Dipl.-Ing., Adlershof, Adlergestell 18.
Finsterwalder, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., München-Neuwittelsbach, Flüggenstr. 4.
Fischer, C. A., Betriebsleiter der Nederlandsche Vliegtuigenfabriek, Amsterdam, Papaverweg.
Fischer, v. Mollard jun., Ernst, Gora pow. Jarocin (Polen).
Fischer, Willy, Geschäftsführer des Ostpreuß. Vereins für Luftfahrt E. V., Königsberg i. Pr., Mitteltragheim 23.
Fleischer, Alex. Friedr., Kaufmann, Berlin-Treptow-Süd, Scheiblerstr. 4.
Florig, Fritz, Dipl.-Ing., Beiersdorf, O.-L., Nr. 88.
Focke, Henrich, Dipl.-Ing., Direktor, Bremen, Focke-Wulff A.-G., Flugplatz.
Förster, Hermann, Breslau 17, Frankfurterstr. 91.
Föttinger, Prof., Dr.-Ing., Zoppot, Bädekerweg 13.
Foulois, B. D., Oberstlt., Air Service U. S. Army, Asst. Military Attache, Berlin W 10, Tiergartenstr. 30.
Franken, Regierungsbaumeister, i. Fa. Stern & Sonneborn, Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 22.
Frantz, Max, Bad Tölz, Bahnhofstr. 7.
Fremery, Hermann v., Direktor, Stuttgart, Reinsburgstr. 39.
Freudenreich, Walter, Ing., Charlottenburg 4, Pestalozzistraße 35.
Freyberg-Eisenberg-Allmendingen, Frhr. v., Hauptmann, Spandau, Kaserne, Askaniaring.
Friedensburg, Walter, Kaplt. a. D., Direktor der Imex Kommandit-Ges. Friedensburg & Co., Berlin W 15, Knesebeckstr. 54/55.
Fritsch, Georg, Kaufmann, Hildesheim, Hornemannstr. 10.
Fritsch, Walter, Amsterdam, Sperrerlaan 19.
Froehlich, Generaldirektor a. D., Berlin-Wannsee, Tristanstraße 11.
Fromm, Dr.-Ing., Brooklyn, New York, Undershill Avenues.
Fuchs, Richard, Dr. phil., Prof. a. d. Techn. Hochschule Charlottenburg, Berlin-Halensee, Ringbahnstr. 7.
Fueß, Paul, Fabrikant, Berlin-Steglitz, Fichtestr. 45.

Galbas, P. A., Dr., Berlin-Oberschöneweide, Schillerpromenade 12, I.
Gebauer, Curt, Regbmstr., Charlottenburg, Schlüterstr. 80.
Gebers, Fr., Dr.-Ing., Direktor der Schiffbautechn. Versuchsanstalt, Wien XX., Brigittenauerlände 256.
Geerdtz, Franz, Hptm. a. D., Berlin-Wilmersdorf, Waghäuselerstr. 19.
Gehlen, K., Dr.-Ing., Villingen, Waldstr. 31.
Geiger, Harold, Major U. S. Army, Berlin W 10, Tiergartenstraße 30.
Gener, Josef, Ing., Barmen-Wichlinghausen, Wichlinghauserstraße 117.
Georgii, Walter, Dr., Privatdozent an der Universität, Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2.
Gerdien, Hans, Prof. Dr. phil., Berlin-Grunewald, Franzensbaderstr. 5.
Gerhards, Wilhelm, Marine-Oberingenieur, Kiel, Lübecker Chaussee 2.
Gettwart, Klaus, Dr., Charlottenburg, Havelstr. 3.
Geyer, Hugo, Major a. D., Charlottenburg 9, Kastanienallee 23.
Gohlke, Gerhard, Ing., Regierungsrat im Reichspatentamt, Berlin-Steglitz, Stubenrauchplatz 5.
Goldfarb, Hans, Dr., Düsseldorf, Lindemannstr. 110.
Goldstein, Karl, Dipl.-Ing., Frankfurt a. M., Danneckerstr. 2.
Goltz, Curt Frhr. von der, Major a. D., Hamburg, Alsterdamm 25. (Hapag.)
Görlich, Curt, prakt. Zahnarzt, Breslau V, Tauentzienplatz 11.
Gößnitz, v., Vertreter des Reichsamtes für Landesaufnahme, Berlin NW 40, Moltkestr. 4.
Götte, Carl, Direktor der Dinos-Werke, Berlin W 35, Potsdamerstr. 75.
Grade, Hans, Ing., Bork, Post Brück i. d. Mark.
Gradenwitz, Richard, Dr.-Ing. e. h., Fabrikbesitzer, Berlin-Grunewald, Winklerstr. 6.
Grammel, R., Prof. Dr., Stuttgart, Techn. Hochschule.
Gretz, Heinz, Oblt. a. D., Dessau-Ziebigk, Junkers-Luftverkehr.
Griensteidl, Friedrich, Wien III., Ungargasse 48.
Gries, Aloys van, Dr.-Ing., Cöln, Venloerstr. 22.
Grod, C. M., Dipl.-Ing., Essen, Postfach 276.
Gröger, Bankdirektor, Liegnitz, Dresdner Bank.
Grosch, Hauptmann a. D., Berlin W, Bayer. Platz 4, b. Major Saenger.
Grosse, Prof. Dr., Vorsteher des Meteorologischen Observatoriums, Bremen, Freihafen 1.
Grude, Eberhard, Oberlt. a. D., Bremen, Panzenberg 10f.
Grulich, Karl, Dr.-Ing., Charlottenburg, Kantstr. 111a.
Gsell, Robert, Dipl.-Ing., Eidgenössisches Luftamt, Bern (Schweiz), Eigerplatz 8.
Guaita, Eugen, Vorstandsmitglied der »Deruluft«, Berlin, Gleditschstr. 15.
Günther, Siegfried, cand. mach., Hannover, Königswortherstraße 29.
Günther, Walter, stud. mach., Hannover, Gustav Adolfstraße 15 II.
Gürtler, Karl, Dr.-Ing., München, Georgenstr. 51.
Gutbier, Walther, Direktor d. Fahrzeugwerke Rex G. m. b. H., Köln, Antwerpenerstr. 18.
Gutermuth, Ludwig, Dipl.-Ing., Stralsund, Frankenstr. 60.
Gutke, Fritz, cand. ing., Berlin-Steglitz, Schloßstr. 26.

Haas, Rudolf, Dr.-Ing., Baden-Baden, Beuthenmüllerstr. 11.
Haber, Fritz, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Direktor d. Kaiser Wilhelm-Instituts f. Chemie und Elektrochemie, Berlin-Dahlem, Faradayweg 8.
Hackmack, Hans, Dipl.-Ing., Dessau, Junkers-Werke, Abtlg. Bibliothek, Cöthenerstr. 47.
Hahn, Willy, Justizrat Dr., Rechtsanwalt und Notar, Berlin W 62, Lützowplatz 2.
Haehnelt, Oberstlt. a. D., Berlin W 50, Neue Ansbacherstraße 12a.
Hall, Paul I., Luftfahrzeuging., Amsterdam, Laanweg 35.
Hallström, Erik, Hauptmann a. D., Berlin-Wilmersdorf, Helmstedterstr. 15.

Hammel, Ernst, Kaufmann, Direktor, Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 13.
Hammer, Fritz, Ing., Berlin-Lichterfelde-West, Steglitzerstraße 39.
Hanfland, Kurt, Ing., Berlin W, Bayreutherstr. 7.
Hansen, Asmus, Dipl.-Ing., stud. phil., Berlin-Dahlem, Podbielsky-Allee 75.
Harlan, Wolfgang, Kfm. techn. Direktor, Charlottenburg-Neuwestend, Mecklenburgallee 2.
Harmsen, Conrad, Dr.-Ing., Berlin-Cöpenick-Wendenschloß, Fontanestr. 12.
Haw, Jakob, Ing., Haw-Propellerbau, Staaken b. Spandau.
Heidelberg, Viktor, Dipl.-Ing., Bensberg bei Köln, Kol. Frankenforst.
Heimann, Heinrich Hugo, Dr. phil., Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 51.
Heine, Fritz, Fabrikdirektor, Dipl.-Ing., Breslau-Kleinburg 18, Ebereschenallee 17.
Heine, Hugo, Fabrikbesitzer, Berlin O 34, Warschauerstr. 58.
Heinkel, Ernst, Direktor, Ingenieur, Warnemünde, Flugplatz.
Heinrich, Hermann, Ingenieur, Berlin SW 29, Fidicinstr. 18 I.
Heinrich, Prinz von Preußen, Dr.-Ing. e. h., Herrenhaus Hemmelmark, Post Eckernförde.
Heis, Leonhard, Dr., München, Pettenkoferstr. 26.
Helffrich, Josef, Dr. phil., Heidelberg, Hirschgasse 1.
Heller, Dr.-techn., Vertreter des Vereins deutscher Ingenieure, Berlin NW 7, Sommerstr. 4a.
Helmbold, Heinrich, Dipl.-Ing., Assistent an der Modellversuchsanstalt Göttingen, Göttingen, Wiesenstr. 15.
Henninger, Albert Berthold, Referent b. Reichsbeauftragten, Berlin W, Pfalzburgerstr. 72.
Hentzen, Friedrich Heinrich, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Flugplatz. Halle 13.
Herr, Hans, Kontreadmiral a. D., Bremen-Neustadt, Contrescarpestr. 140, II.
Herrmann, Ernst, Ing., Halle a. S., Gr. Bräuhausstr. 3.
Herrmann, Hans, Ing., Perlach bei München, Prinzregentenstraße 86.
Hesse, Hans, Hauptmann a. D., Danziger Luftpost, Hauptleitung Ost, Danzig-Langfuhr.
Heydenreich, Eugen, Obering., Charlottenburg 2, Bleibtreustr. 8/9.
Heylandt, Paul, Berlin-Südende, Lindenstr. 10.
Heymann, Ernst, Hauptmann a. D., Berlin W 50, Tauentzienstr. 14.
Heyrowsky, Adolf, Hauptmann a. D., Berlin NW 7, Dorotheenstr. 43.
Hiedemann, Hans, Fabrikbesitzer, Köln a. Rh., Mauritiussteinweg 27.
Hiehle, K., Obering., Direktor der Rhemag, Berlin W, Hohenzollernstr. 5a.
Hinniger, Werner, cand. ing., Charlottenburg, Cauerstr. 12.
Hirschfeld, Willi, Dipl.-Ing., Neubabelsberg b. Potsdam, Berlinerstr. 148.
Hirth, Hellmuth, Obering., Cannstatt b. Stuttgart, Pragstr. 34.
Hoen, M., Rechtsanwalt Dr., Düsseldorf, Königsallee 22.
Hoff, Wilh., Prof., Dr.-Ing., Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.
Hoffmann, Ludwig, cand. mach., Dessau, Großkühnauerweg 39.
Hofmann, Albert, Dipl.-Ing., München-Freimann, Föhringerallee 1.
Hohenemser, M. W., Bankier, Frankfurt a. M., Neue Mainzerstraße 25.
Holle, Hans, Ing., Neukölln, Berlinerstr. 16/17 b. Hoppe.
Holtmann, Anton, Dipl.-Ing., Gewerberat, Recklinghausen, Kunibertstr. 26.
Hönsch, Walter, Dr., Breslau 18, Scharnhorststr. 12/14.
Hopf, L., Prof., Dr. phil., Aachen, Lochnerstr. 26.
Höpken, F., Regbmstr. a. D., Berlin SW 11, Schönebergerstraße 11.
Hormel, Walter, Kaplt. a. D., Hamburg, Fahrenkamp 22.
Horstmann, Marinebmstr., Rüstringen i. Oldenburg, Ulmenstraße 1c.
Horstmann, Willy, Ing., Charlottenburg, Spandauerstr. 3/III.
Horwitz, Ernst, Gleiwitz, Nikolaistr. 28.
Hromadnik, Lt. a. D., Ing., Frankfurt a. M.-Ost, Rückertstraße 50.
Hug, A., Hauptmann a. D., Prokurist d. Zimmermann-Werke A.-G., Chemnitz, Rochlitzerstr. 21.
Huppert, Prof., Direktor des Kyffhäuser Technikums, Frankenhausen a. Kyffhäuser.
Huth, Fritz, Prof. Dr., Gr. Köries b. Teupitz.
Huth, W., Dr., Berlin-Dahlem, Bitterstr. 9.
Hüttig, Bruno, Hauptmann a. D., Rudersberg i. Württbg.
Hüttmann, Waldemar, Krietern b. Breslau, Observatorium.
Hüttner, Kurt, Fabrikdirektor, Grünau (Mark), Viktoriastraße 16.

Jablonsky, Bruno, Berlin W 15, Kurfürstendamm 18.
Jaeschke, Rudolf, stud. ing., Breslau XVI, Borsigstr. 22.
Janeba, Kurt, Domäne Mügwitz, Post Glatz.
Jaretzky, Ing., Wildau, Kr. Teltow, Schwarzkopfstr. 111.
Jendrischeck, Max, Breslau 5, Zimmerstr. 21.
Joachimczyk, Alfred Marcel, Dipl.-Ing., Berlin W, Courbièrestr. 9b.
Johannesson, Hans, Lt., Berlin W 62, Kurfürstenstr. 63.
Joly, Hauptmann a. D., Klein-Wittenberg a. d. Elbe.
Jordan, Bremen, Bismarckstr. 63.
Junkers, Hugo, Prof. Dr.-Ing. e. h., Dessau, Albrechtstr. 47.

Kamm, Wunibald, Dipl.-Ing., Cannstatt, Schillerstr. 26.
Kämmerling, Fritz, Oberstlt. a. D., Berlin W 62, Bayreutherstraße 11.
Kandt, Albert, Geh. Komm. Rat, Berlin W 35, Blumeshof 17.
Kann, Heinrich, Obering., Charlottenburg, Ilsenburgerstr. 2.
Kármán, Th. v., Prof. Dr., Aachen, Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut.
Kasinger, Felix, Direktor, Berlin W 35, Blumeshof 17.
Kastner, Gustav, Major a. D., Gräfelfing b. München, Hotel »Weißes Rössel«.
Kastner, Hermann, Major a. D., Charlottenburg, Niebuhrstraße 58.
Kaestner, Franz, Polizeihauptmann, Nürnberg, Rillnerstr. 25.
Katzmayr, Richard, Ing., Wien IV/18, Apfelgasse 3.
Kaumann, Gottfried, Dr., Dessau-Ziebick, Junkers-Werke, Abt. Luftverkehr.
Kehler, Richard v., Major a. D., Charlottenburg, Dernburgstraße 49.
Keitel, Fred, Ing., Zürich (Schweiz), Weinbergstr. 95.
Kempf, Günther, Direktor der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, Hamburg 33, Schlicksweg 21.
Kercher, Rudolf, cand. mach., Dessau, Ringstr. 38/II.
Kiefer, Theodor, Direktor, Seddin, Posthilfsstelle Jeseritz, Kreis Stolp i. Pomm.
Kiffner, Erich, stud. rer. techn., Frankfurt a. M.-Heddenheim, Brühl 5, bei Greise.
Kindling, Paul, Ing., Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau.
King, Oblt. a. D., cand. mach., Dessau-Ziebigk, Franzstr. 37.
Kirchhoff, Frido, Dipl.-Ing., Bremen, Graf Moltkestr. 54.
Kirste, Leo, Dipl.-Ing., Wien IV, Apfelgasse 3.
Kjellson, Henry, Ziviling., Flygingenjör vid Svenska Armens Flygkompani, Malmslätt (Schweden).
Klefeker, Siegfried, Oberstlt. a. D., Prof. und Direktor der Deutschen Heeresbücherei, Berlin NW 7, Unter den Linden 74.
Kleffel, Walther, Berlin W 30, Heilbronnerstr. 8.
Kleinschmidt, E., Prof. Dr., Friedrichshafen a. B., Drachenstation.
Klemm, Hanns, Regbmstr., Direktor der Daimler Motorenwerke, Sindelfingen, Bahnhofstr. 148.
Klemperer, Wolfgang, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Friedrichstr. 41/2.
Klingenberg, G., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr.-Ing. e. h., Dr. phil., Direktor d. AEG, Charlottenburg 9, Karolingerplatz.
Kloth, Hans, Regierungsbaumeister, I. Vorsitzender d. Kölner Bez.-Vereins deutscher Ingenieure, Köln-Marienburg, Marienburgerstr. 102.
Kloetzel, Hanns, Dr., prakt. Zahnarzt, Breslau, Schweidnitzer Stadtgraben 17.
Kneer, Franz, Chefpilot, München, Maximilianstr. 5.
Knipfer, Kurt, Reg.-Rat, Charlottenburg, Windscheidstr. 3.
Knobloch, Gert v., Breslau 13, Goethestr. 58.
Knöfel, Fritz, Kaufmann, München, Fürstenstr. 19.
Knoller, R., Prof., Wien VI, Röstlergasse 6.
Kober, Th., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B.
Koch, Alfred, Breslau, Lehmdamm 7a.
Koch, Erich, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Neue Kantstr. 25.
Kölzer, Joseph, Dr., Berlin W 30, Nollendorfstr. 29/30.

König, Georg, Obering., Berlin-Dahlem, Podbielsky-Allee 61.
König, Georg, Zahnarzt, Frankenstein i. Schles.
Könitz, Hans Frhr. v., Major a. D., Krailling bei München.
Kook, E., Dipl.-Ing., Köln-Ehrenfeld, Gutenbergstr. 130.
Koppe, Heinrich, Dr. phil., Abteilungsleiter der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt Adlershof, Flugplatz.
Köppen, Joachim v., Oblt. a. D., Berlin-Charlottenburg, Grolmannstr. 29.
Koschel, Ernst, Oberstabsarzt a. D., Dr. med. et phil., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Koschmieder, H., Dr., Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2.
Kotzenberg, Karl, Generalkonsul, Dr. jur. h. c., Frankfurt a. M., Roßmarkt 11.
Kracke, Gustav, Ing.-Kfm., Lochschwab, Post Herrsching, Landhaus Dr. Kolb.
Krahmer, Eckart, Hptm. a. D., Berlin-Charlottenburg, Dernburgstr. 27.
Krause, Max, Fabrikbesitzer, Berlin-Steglitz, Grunewaldstr. 44.
Krauss, Julius, Dipl.-Ing., München, Gollierstr. 14.
Krayer, August, Direktor der Victoria zu Berlin, Berlin SW 68, Lindenstr. 20/21.
Krell, Otto, Prof., Direktor der Siemens-Schuckert-Werke, Berlin-Dahlem, Cronbergerstr. 26.
Kretschmer, Georg, Lehrer, Holzkirch a. Quais, Kr. Lauban i. Schles.
Krey, H., Regierungsbaurat, Leiter der Versuchsanstalt für Wasserbau u. Schiffbau, Berlin NW 23, Schleuseninsel im Tiergarten.
Krogmann jr., Adolf, Kaufmann, Dessau-Ziebigk, Friedrichstraße.
Kromer, Ing., Leiter d. Abt. Luftfahrzeugbau d. Polytechnikums Frankenhausen, Frankenhausen a. Kyffhäuser.
Kruckenberg, Fr., Direktor, Dipl.-Ing., Heidelberg, Unter der Schanz 1.
Krüger, Karl, Dr. phil., Mehlem, Rhld., Haus »Schlägel und Eisen«.
Krupp, Curt, Domänenpächter, Bienau b. Liebemühl, Ostpreußen.
Krusche, Ernst, Subdirektor, Frankenstein i. Schles., Rosenring 1.
Ksoll, Josef, Kfm., Breslau X, Enderstr. 22.
Kuhn, Carl, Kaufmann, Hamburg 5, An der Alster 52.
Kuhnen, Fritz, cand. ing., Dessau, Ringstr. 26.
Kummer, Reinhold, Dr., Berlin-Steglitz, Kantstr. 5.
Kutin, Josef, cand. ing., Charlottenburg, Philippistr. 3.
Kutta, Wilhelm, Prof. Dr., Stuttgart-Degerloch, Römerstr. 138.
Kutzbach, K., Prof., Direktor des Versuchs- und Materialprüfungsamtes der Techn. Hochschule Dresden, Dresden-A. 24, Liebigstr. 22.

Lachmann, G., Dr.-Ing., Göttingen, Herzbergerlandstr. 33.
Lachmann, K. E., Berlin W 10, Hohenzollernstr. 12.
Landmann, Werner, Landwirt, Berlin W 15, Bayerischestraße 31 b. Kraatz.
Lanz, K., Dipl.-Ing., Frankfurt a. M., Rappstr. 12.
Lascuxain y Osio, Angel de, Ing., Talleres Nacionales de Aviacion, Mexico-City.
Laudahn, Wilhelm, Marine-Oberbaurat, Berlin-Lankwitz, Meyer-Waldeckstr. 2 pt.
Leberke, Erich, Dr. phil., Berlin SW 47, Hagelbergerstr. 44.
Leonhardy, Leo, Major a. D., Berlin, Prinzessinnenstr. 1.
Lepel, Egbert v., Rittm. a. D., Ing., Berlin-Wilmersdorf, Weimarischestr. 4.
Leyensetter, Walther, Dr.-Ing., Cannstatt, Hohenstaufenstr. 3.
Lindenberg, Carl, Ministerialrat im Reichsschatzministerium, Charlottenburg, Knesebeckstr. 26.
Linke, F., Prof. Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Lipfert, Alfred, Ing., Dresden N 30, Kötzschenbrodaerstr. 76.
Listemann, Fritz, Hauptmann a. D., Berlin-Wilmersdorf, Kaiserallee 41.
Lorenz, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Dr., Danzig-Langfuhr, Johannisburg.
Lorenzen, C., Ing., Fabrikant, Berlin, Treptower Chaussee 2.
Lößl, Ernst v., Dr.-Ing., Casparwerke, Lübeck-Travemünde.
Löwe, W., Berlin W 62, Landgrafenstr. 3.
Lüdemann, Karl, wiss. Mitarbeiter, Freiberg i. Sa., Albertstraße 26.
Ludowici, Wilhelm, Dipl.-Ing., München, Sternwartstr. 9.
Lühr, Richard, Dipl.-Ing., Berlin-Halensee, Johann-Georgstraße 22.
Lürken, M., Obering., Dessau, Ringstr. 23.
Lüttwitz, Ernst Frhr. v., Frankenhausen a. Kyffhäuser, Am Wallgraben 12.
Lutz, Kurt, Direktor, Mannheim, C. 4. 11.
Lutz, R., Prof. Dr.-Ing., Trondhjem, Techn. Hochschule.

Mackenthun, Hauptmann a. D., Berlin W 10, Tiergartenstraße 22.
Mader, O., Dr.-Ing., Dessau, Kaiserplatz 23.
Mades, Rudolf, Dr.-Ing., Berlin-Schöneberg, Kaiser-Friedrichstr. 6.
Mainz, Hans, Ing., Köln-Deutz, Arnoldstr. 23a.
Malmer, Ivar, Dr. phil., Privatdozent an der Techn. Hochschule Stockholm, Ingenieur bei dem Flugwesen der schwedischen Armee, Malmslätt [Schweden].
Mann, Willy, Ing., Suhl-Neundorf i. Thüringen.
Martens, Arthur, Dipl.-Ing., Hannover, Brühl 6.
Marx, Otto, Direktor, Berlin W, Kurfürstendamm 3.
Maschke, Georg, Rentier, Berlin-Wannsee, Kleine Seestr. 31.
Maurer, Ludwig, Dipl.-Ing., Obering., Berlin-Karlshorst, Heiligenbergerstr. 9.
Maybach, Karl, Direktor, Friedrichshafen am Bodensee, Zeppelinstr. 11.
Meckel, Paul A., Bankier, Berlin NW 40, In den Zelten 13.
Mederer, Robert, Direktor, Berlin-Friedenau, Goßlerstr. 10.
Melsbach, Erich, Dr., Oberregierungsrat im Reichsarbeitsministerium, Berlin-Grunewald, Hohenzollerndamm 86.
Merkel, Otto Julius, Aero-Loyd, Berlin NW 7, Sommerstr. 4.
Mertens, Walter, Hannover, Engelborstelerdamm 20.
Messerschmitt, Willy, Dipl.-Ing., Bamberg, Langestr. 14.
Messter, Oskar, Tegernsee, Haus 129.
Mestrum, Ernst, Kaufmann, Obercassel b. Bonn.
Meycke, Ing., Techn. Leiter der Fa. Max Baermann, Köln-Poll, Siegburgerstr. 186.
Meyer, Eugen, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Charlottenburg, Neue Kantstr. 15.
Meyer, Otto, Direktor, München-Freimann.
Meyer, P., Prof., Delft, Heemskerkstraat 19.
Meyer-Cassel, Hannover, Cellerstr. 49.
Mickl, Josef, Ing., Direktor der »Ikarus« K. D., Novi Sad S. H. S. Sumadyska ulica 12.
Milch, Erhard, Hauptmann a. D., Junkers-Luftverkehr, Dessau/Ziebigk.
Mises, v., Prof. Dr., Berlin W 30, Barbarossastr. 14.
Moll, Hermann, Warnemünde, Dinoswerft.
Möller, E., Dr.-Ing., Darmstadt, Alicestr. 18.
Möller, Harry, Major a. D., Berlin NW 87, Wullenweberstraße 8.
Morell, Wilhelm, Leipzig, Apelstr. 4.
Morgen, Hans Georg von, Geschäftsleiter der Schweriner Industrie-Werke G. m. b. H., Schwerin i. Mecklbg., Cecilienallee 31.
Morin, Max, Patentanwalt, Dipl.-Ing., Berlin W 57, Yorkstr. 46.
Moritz, Carl, Fabrikbesitzer, Naumburg a. S., Topfmarkt 3.
Moese, Oskar, Meteorologe, Krietern b. Breslau, Observatorium.
Mühlig-Hofmann, Berlin SW 11, Schönebergerstr. 11.
Müller, Friedrich Karl, Ing., Monschau (Eifel).
Müller, Fritz, Dr.-Ing., Berlin-Halensee, Küstrinerstr. 4.
Münzel, Alexander, Dipl.-Ing., Dessau, Junkerwerke, Abt. Ausland.
Muttray, Horst, cand. ing., Dresden-A., Nürnbergstr. 31.

Naatz, Hermann, Dipl.-Ing., Obering., Dessau, Bismarckstr. 15.
Nägele, Karl Fr., Ing., Berlin-Neukölln, Saalestr. 38.
Neuber, Dr., Frhr. v. Neuberg, Schloß Schney, bei Lichtenfels, Oberbayern.
Neumann, Emil, Kaufmann, Meiningen, Sedanstr. 14.
Nickisch, Kurt v., Liegnitz, Jahmannstr. 6.
Nicolaus, Friedrich, Stuttgart-Cannstatt, Paulinenstr. 11.
Niemann, Erich, Hauptmann a. D., Direktor, Charlottenburg, Dernburgstr. 49.
Noack, W., Dipl.-Ing., Ing. i. Fa. Brown Boveri & Co., Baden b. Zürich (Schweiz).
Nostiz, Otto Ernst v., Oblt. a. D., Berlin, Hektorstr. 6.
Nußbaum, Otto, Ing., Bremen, Fa. S. Assenheimer beim Gaswerk.

Nusselt, W., Prof. Dr.-Ing., Privatdozent a. d. Techn. Hochschule, Karlsruhe.

Offermann, Erich, Ing., Berlin-Eichkamp, Königsweg 127.
Ohmstede, Franz, Dipl.-Ing., Regierungsbaumeister, Charlottenburg, Am Lützow 6.
Oppenheimer, M. J., Fabrikbesitzer, Frankfurt a. M., Rheinstr. 29.
Oertz, Dr.-Ing. h. c., Hamburg, an der Alster 84.
Ostwald, Walter, Chemiker, Bremen-Sebaldsbrück, Schloßpark.
Oxé, Werner, Polizei-Oblt., Magdeburg, Falkenbergstr. 7 I.

Pank, Paul Eduard, stud. ing., Berlin W 50, Schaperstr. 30.
Pape, Willy, Gleiwitz, Rybnikerstr. 44.
Parseval, A. v., Prof., Dr.-Ing., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Persu, Aurel, Prof., Dipl.-Ing., Direktor, Bukarest, Calea Viktoriei 202.
Pfister, Edmund, Dipl.-Ing., Berlin-Pankow, Mendelstr. 51 II.
Platen, Horst v., Obering., Berlin-Wilmersdorf, Deidesheimerstr. 11.
Plauth, Karl, Dipl.-Ing., Dessau, Ringstr. 21.
Pohlhausen, Ernst, Dr., Privatdozent für Mathematik u. Mechanik a. d. Universität Rostock, Rostock i. Mecklbg., Augustenstr. 25.
Pohlhausen, Karl, Berlin-Halensee, Karlsruherstr. 27.
Polis, P. H., Prof. Dr., Aachen, Monsheimsallee 62.
Prandtl, L., Prof. Dr.-Ing., Dr., Göttingen, Bergstr. 15.
Prill, Paul, Ziviling., Flugzeuging., München, Cuvilliesstr. 1.
Prochazka, Joseph, Flugzeugführer, Wien VII, Mariahilferstraße 48/III.
Pröll, Arthur, Prof. Dr.-Ing., Hannover, Welfengarten 1.
Prondzynski, Stephan v., Kaptlt. a. D., Dessau, Karlstr. 14a.
Proske, Paul, Polizeioberwachtmeister, Glogau a. Oder, Friedrichstr. 3/I.
Puhača, Alexander, Major a. D., wiss. Mitarbeiter d. Opt. Anstalt C. P. Goerz, Berlin W 15, Bayerische Str. 29 II.

Rackowitz, Karl, Gutsverwalter, Kochanietz, Kr. Cosel O/S.
Radloff, Bruno, Ing., Frankenstein i. Schles.
Rahlwes, Kurt, Dipl.-Ing., Hannover-Münden, Questenberg 12.
Ramatschi, Max, Dipl.-Ing., Breslau XXIV, Fliegenweg.
Rathjen, Arnold, Dr. chem., Berlin-Wilmersdorf, Jenaerstraße 17 II.
Rasch, F., Charlottenburg 9, Kaiserdamm 55.
Rau, Fritz, Obering. i. Fa. Fafnir-Werke, Aachen.
Redlin, Johannes, Syndikus, Gerichtsassessor a. D., Charlottenburg, Berlinerstr. 97 II.
Regelin, Hans, Ing., Berlin NW 87, Wickinger Ufer 6.
Reinhardt, Fr., Ing., Hennigsdorf b. Berlin, Parkstr. 2.
Reininger, Paul, Dipl.-Ing., Oberregierungsrat und Mitglied des Reichspatentamtes, Berlin-Friedrichsh., Steinplatz.
Rieppel, Paul, Prof. Dr.-Ing., München, Montenstr. 2.
Rinne, Albert, Dipl.-Ing., Pappenheim i. Bayern.
Ritter, Kaplt., Berlin W 10, Bendlerstr. 14, Marineleitung.
Ritter, Vorstandsmitglied der Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg, Alsterdamm 25.
Rohrbach, Adolf K., Dr.-Ing., Charlottenburg, Wielandstr. 18.
Roi, W. de le, Major a. D., Berlin W, Kurfürstendamm 186.
Rosenbaum, B., Dipl.-Ing. i. Fa. Erich F. Huth G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmstr. 130.
Rostin, Walter, Kaufmann, Charlottenburg 5, Holtzendorffstraße 14.
Roth, H., Dr. phil. nat., Frankfurt a. M., Gr. Gallusstr. 7.
Roth, Richard, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Sybelstr. 40.
Rothgießer, Georg, Ing., Berlin W 30, Martin Lutherstr. 91.
Rothkirch und Panten, Jarry v., Schloß Massel, Kr. Trebnitz, Bez. Breslau.
Rotter, Ludwig, cand. ing., Flugzeugkonstrukteur, Budapest VIII, Rökk Szillard-u. 31. III. 12.
Rottgardt, Karl, Dr. phil., Direktor i. Fa. Erich F. Huth G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmstr. 130.
Roux, Max, Geschäftsleiter und Mitinhaber d. Fa. Carl Bamberg, Berlin-Friedenau, Kaiserallee 87/88.
Rozendaal, John, Ziviling., Berlin W 30, Rosenheimerstr. 37a.
Ruëgg, H., Ing., Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 51.
Rumpler, Edmund, Dr.-Ing., Berlin W 10, Viktoriastr. 1.
Ruppel, Carl, Ziviling., Charlottenburg, Dernburgstr. 24.

Salzer, W. E., Dipl.-Ing., München, Destouchesstr. 38.
Sander, Siegfried, Obering., Charlottenburg, Tegelerweg 102 II.
Seddig, Dr., Privatdozent f. Physik a. d. Akademie Frankfurt a. M., Buchschlag b. Frankfurt a. M.
Seehase, Dr.-Ing., Berlin SO 36, Elsenstr. 1.
Seiferth, Reinhold, Dipl.-Ing., Göttingen, Stegmühlenweg 8.
Seilkopf, Heinrich, Dr., Hamburg, Deutsche Seewarte.
Seppeler, Arnold, Ing., Neukölln, Saalestr. 38.
Seppeler, Ed., Dipl.-Ing., Neukölln, Saalestr. 38.
Serno, Major a. D., Charlottenburg, Leonhardtstr. 5 II.
Siegert, Oberstlt. a. D., Charlottenburg 9, Bundesallee 12.
Siegroth, Eugen W. E., Düsseldorf-Oberkassel, Düsseldorferstraße 55.
Silverberg, P., Generaldirektor, Dr., Köln, Worringerstr. 18.
Simon, Aug. Th., Kirn a. d. Nahe.
Simon, Robert Th., Kirn a. d. Nahe.
Simon, Th., Kirn a. d. Nahe.
Soden-Fraunhofen, Frhr. v., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Zeppelinstr. 10.
Somersalo, Arne, Major, Kommandeur der finnischen Luftstreitkräfte, Helsingfors (Finnland), »Brandö«.
Sommer, Robert, Ziviling., Charlottenburg, Waitzstr. 12.
Sonntag, Richard, Dr.-Ing., Privatdozent, Regierungsbaumeister a. D., Oberingenieur a. D., Beratender Ingenieur V. B. I., Friedrichshagen b. Berlin, Cöpenickerstr. 25.
Spiegel, Julius, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Fredericiastr. 32.
Spieß, Rudolf, Dresden, Franklinstr. 23.
Spieweck, Bruno, Dr. phil., Grube Ilse (Nieder-Lausitz).
Sporleder, Gerhard, Dr., Oberlt. a. D., Fabrikbesitzer, Breslau 8, Klosterstr. 102.
Springsfeld, Carl, Fabrikdirektor, Dipl.-Ing., Aachen, Fafnirwerke, A.-G.
Sultan, Martin, Dr. med. dent., Zahnarzt, Berlin-Schöneberg, Innsbruckerstr. 54.
Süring, R., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., Vorsteher d. Meteorologischen Observatoriums, Potsdam, Telegrafenberg.
Schaffran, Dr., Versuchsanstalt für Wasser- und Schiffbau, Berlin NW 23, Schleuseninsel i. Tiergarten.
Schapira, Carl, Dr.-Ing., Direktor d. Ges. »Telefunken«, Berlin SW 61, Hallesches Ufer 12/13.
Schatzki, Erich, cand ing., Dessau, Askanischestr. 66.
Scheffels, Ing., Geschäftsleiter d. Deutschen Flugtechnischen Vereinigung, Buenos-Aires, Casilla de Correo 1766.
Schellenberg, R., Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Kaiserdamm 66.
Scherle, Joh., Kommerzienrat, Direktor der Ballonfabrik Riedinger, Augsburg, Prinzregentenstr. 2.
Scherschevsky, Alexander, stud. ing. et phil., Berlin-Schöneberg, Stübbenstraße 10.
Scherz, Walter, Ing., Friedrichshafen a. B., Seestr. 75.
Scheubel, N., stud. ing., Techn. Hochschule Aachen, Aerodynamisches Institut.
Scheuermann, Erich, Dipl.-Ing., Geschäftsführer der Udet-Flugzeugbau G. m. b. H., München, Rosenheimerstr. 249.
Scheurlen, Heinz, Polizeihauptmann, Stuttgart, Olgastr. 90.
Scheve, Götz v., Hauptmann a. D., Berlin-Lankwitz, Alsheimerstr. 4.
Schilhausl, Max, Dipl.-Ing., München, Schleißheimerstr. 87 II.
Schiller, Ewald, Pat.-Ing., Weimar, Watzdorferstr. 69.
Schiller, Ludwig, Dr., Leipzig, Linnéstr. 5.
Schinzinger, Reginald, Junkerswerke, Dessau.
Schleinitz, Hans Frhr. v., Dr.-Ing., Berlin-Schlachtensee, Heinrichstr. 9a.
Schleusner, Arno, Dipl.-Ing., Köln-Braunsfeld, Vincenz-Statz-Str. 19.
Schließler, A., Ing., Charlottenburg, Droysenstr. 2.
Schlink, Prof. Dr.-Ing., Darmstadt, Olbrichsweg 10.
Schlotter, Franz, Ing., Dessau, Friederikenstr. 55c.
Schmedding, Baurat, Direktor der Oertz-Werft A. G., Neuhof bei Hamburg, Wilhelmsburg-Elbe 4.
Schmid, C., Dr.-Ing., Friedrichshafen a. B., Geigerstr. 3.
Schmiedel, Dr.-Ing., Berlin W 62, Lutherstr. 18.
Schmidt, Carl, Kaufmann, Waldenburg i. Schles., Töpferstr. 23/II.
Schmidt, E., Ing., Frankenstein i. Schles., Bahnhofstr. 15.
Schmidt, Georg, Ing., Berlin-Johannisthal, Moltkestr. 22.
Schmidt, J. G. Karl, Solingen, Dr. W. Kampschulte A. G.
Schmidt, K., Prof. Dr., Halle a. S., Am Kirchtor 7.
Schmidt, Richard Carl, Verlagsbuchhändler, Berlin W 62, Lutherstr. 14.
Schmidt, Werner, Dipl.-Ing., Dozent f. Flugzeugbau a. Kyffh. Technikum, Frankenhausen a. Kyffh., Bachweg 14.

Schneider, Franz, Direktor der Franz Schneider Flugmaschinenwerke, Berlin-Wilmersdorf, Konstanzerstr. 7.
Schneider, Helmut, cand. ing., Pforzheim, westl. Karl Friedrichstr. 29.
Scholler, Karl, Dipl.-Ing., Hannover, Heinrichstr. 52.
Schoeller, Arthur, Hauptmann a. D., Berlin-Schöneberg, Bayer. Platz 4 III.
Schramm, Hans, Ing., Dessau/Ziebigk, Marienstr. 5.
Schramm, Josef, stud. techn., Luftfahrzeug-Ges., Stralsund.
Schreiner, Friedrich W., Ing., Köln-Deutz, Karlstr. 46.
Schrenk, Martin, Dipl.-Ing., Sindelfingen, Wttbg., Daimlerwerke.
Schroeder, Joachim v., Hptm. a. D., Junkers-Luftverkehr, Dessau-Ziebigk.
Schroth, Herrmann, Dipl.-Ing., Warnemünde, Strandweg 14.
Schubert, Rudolf, Dipl.-Ing., Berlin-Friedrichshagen, Seestraße 63.
Schüler, Max, Ing., Osnabrück-Netterheide.
Schulte-Frohlinde, Dipl.-Ing., Marina di Pisa, Via del Fortino 2.
Schultz, Ortwin v., Kaufmann, Hannover, Rumannstr. 28.
Schumann, Herbert, Versicherungsbeamter, Leipzig-R., Oststr. 2.
Schurig, R., Bremen, Contrescarpestr. 162.
Schüttler, Paul, Direktor der Pallas-Zenith-Gesellschaft, Charlottenburg, Wilmersdorferstr. 85.
Schwager, Otto, Dipl.-Ing., Deutsche Werke — Haselhorst-Spandau, Berliner Chaussee.
Schwartzenfeldt, Ottokar Kracker v., Techn. Postinspektor im Reichspostministerium, Berlin-Lichterfelde, Berlinerstraße 175.
Schwarz, Robert, Dipl.-Ing., Dessau, Marienstr. 18.
Schwarz, Walter, Leutnant, Görlitz, Trotzendorffstr. 10.
Schwarzenberger, Hauptmann a. D., i. Fa. Vermos A.-G., Köln a. Rh., Stollwerkstanz.
Schwengler, Johannes, Obering., Strelitz i. M., Fürstenbergerstr. 1.
Schwerin, Edwin, Dr.-Ing., Privatdozent, Berlin-Halensee, Paulsbornerstraße 10.
Stadie, Alfons, Dipl.-Ing., Obering., Nelp b. Arnhein Piet-Heinlaan 1 (Holland).
Stahl, Friedrich, Hauptmann, Cassel, Nebelthaustr. 12.
Stahl, Karl, Obering., Friedrichshafen a. B., Ailingerstr. 63.
Staiger, Ludwig, Ing., Spandau. Beyerstr. 3.
Starke, Rudolf, Oblt. z. S. a. D., stud. ing., Dresden, Schnorrstraße 71.
Staufer, Franz, Dipl.-Ing., München, Kaiserstr. 47.
Steffen, Major a. D., Berlin W 50, Tauentzienstr. 14.
Steigenberger, Otto, Dipl.-Ing., München, Arcisstr. 39.
Steinen, Carl von den, Marinebaurat, Dipl.-Ing., Hamburg, Erlenkamp 8.
Stempel, Friedrich, Oberstleutnant a. D., Schachen/Bodensee, Landhaus Giebelberg.
Stender, Walter, Volontär, Mittweida i. Sa., Deckerstr. 35 b. Dittel.
Stieber, W., Dr.-Ing., Amberg (Oberpfalz).
Stoeckicht, Wilh., Dipl.-Ing., München-Solln, Erikastr. 3.
Stöhr, Werner, Dipl.-Ing., Leipzig, Pößnerweg 2.
Straubel, Prof. Dr. med. et phil. h. c., Jena, Botzstr. 10.
Stuckhardt, Herbert, Oblt. a. D., Berlin W 15, Lietzenburgerstraße 15.
Student, Kurt, Hauptmann, Berlin-Pankow, Florastr. 89.

Tempel, Heinz, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Schillerstr. 37/38.
Tetens, Otto, Prof. Dr., Observator, Lindenberg, Kreis Beeskow, Observatorium.
Theis, Karl, Dipl.-Ing., Halberstadt, Hohenzollernstr. 19 II.
Thelen, Robert, Dipl.-Ing., Hirschgarten b. Friedrichshagen-Berlin, Eschenallee 5.
Thiel, Adolf, Kaufmann, Brockau b. Breslau, Wehrmannstraße 5/I.
Thierauf, Adam, Ing., Fabrikbesitzer, Hof i. Bayern, Vorstadt 20.
Thilo, Daniel, Ministerialrat, Berlin-Halensee, Halberstädterstraße 4/5.
Thoma, Dieter, Prof. Dr.-Ing., München, Prinzregentenstr. 10.
Thomas Alex, Hauptmann a. D., Breslau, Kleinburgstr. 28.
Thomas, Erik, cand. mach., Darmstadt, Ossanstr. 4.
Thomsen, Otto, Dipl.-Ing., Ziebigk b. Dessau, Luisenstr. 21 I.
Thüna, Frhr. v., Potsdam, Bertinistr. 17.
Tiling, Reinhold, Ing., Forst, bei Bruckberg (Ansbach).
Tindl, Karl, Ing., Oberbaurat, Wien III, Cumberlandstr. 42.
Tischbein, Willy, Direktor d. Continental-Caoutchouc und Guttapercha Comp., Hannover, Vahrenwalderstr. 100.
Tonn, Eberhard, Dipl.-Ing., Observatorium Krietern b. Breslau.
Töpfer, Carl, Ing., Dessau, Bismarckstr. 13.
Törppe, Ernst, Ing., Berlin SW 29, Zossenerstr. 53.
Tracinski, Egon, Techniker, Bismarckhütte OS, Bismarckstr. 29.
Trefftz, E., Prof. Dr., Dresden, Nürnbergerstr. 31 I.
Tritschler jr., Eugen, Kaufmann, Liegnitz, Dovestr. 29.
Tritschler, Fritz, Frankenstein i. Schles.
Tschoeltsch, Oblt., Dresden-N., Waldschlößchenstr. 8.
Tschudi, Georg v., Major a. D., Berlin-Schöneberg, Apostel-Paulusstr. 16.

Udet, Ernst, Oblt. a. D., München, Wiedenmayerstr. 46.
Unger, Eduard, Dipl.-Ing., Nürnberg, Birkenstr. 3.
Unger, Willy, Dipl.-Ing., Berlin O 17, Gr. Frankfurterstr. 6.
Ungewitter, Kurt, Ing., Berlin W 15, Darmstädterstr. 9.
Urban, Walter, Quolsdorf Kr. Bolkenhain i. Schles.
Ursinus, Oskar, Ziviling., Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8.

Veiel, Georg Ernst, Dr. jur. et. rer. pol., Rittm. a. D., Dessau, Kaiserplatz 21.
Veith, Hermann, cand. ing., Cöthen i. Anhalt, Schulstr. 7.
Vietinghoff-Scheel, Karl Baron v., Berlin W 10, Tiergartenstr. 16.
Vogt, Richard, Dr.-Ing., Schwäb. Gmünd, Waldstetterstr. 11.
Voigt, Eduard, cand. mach., Hannover, Gr. Packhofstr. 38/II.

Wagenführ, Felix, Oberstlt. a. D., Dir. d. Automobil-Verkehrs- u. Übungsstr. A.-G., Berlin W 10, Friedrich Wilhelmstr. 18.
Wagner, Arthur, Fürstl. Markscheider-Assistent, Ober-Waldenburg i. Schles., Chauseestr. 3a.
Wagner Edler v. Florheim, Nikolaus, Major, Wien VI, Hirschengasse 13.
Wagner, Reinhold, Ing., Detmold, Petristr. 16 b. Frau Niederkönig.
Wagner, Rud., Dr., Hamburg, Bismarckstr. 105.
Waitz, Hans, Generalmajor a. D., Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2.
Walter, M., Direktor des Norddeutschen Lloyd, Bremen, Lothringerstr. 47.
Wankmüller, Romeo, Direktor, Berlin W 15, Kurfürstendamm 74.
Wassermann, B., Patentanwalt, Dipl.-Ing., Berlin SW 68, Alexandrinenstr. 1b.
Weber, M., Prof. a. d. Techn. Hochschule Charlottenburg, Berlin-Nikolassee, Lückhoffstr. 19.
Wegener, Kurt, Prof. Dr., Staaken b. Spandau, Flugplatz, Flugstelle des Observatoriums Lindenberg.
Weidinger, Hans, Dipl.-Ing., Assistent a. d. Techn. Hochschule, München, Pasing b. München, Graefstr. 7.
Weinschenck, Helmuth, Oberlt., Berlin NW 7, Prinz Louis Ferdinandstr. 2/II.
Welß, Alfred, Kaufmann, Breslau, Ernststr. 9.
Wendt, Fritz, Dipl.-Ing., Berlin-Neukölln, Thiemannstr. 15.
Wenke, Helmuth, Ing., Dessau, Boelckestr. 1/II.
Wentscher, Bruno, Hauptm. a. D., Redakteur a. Berl. Lokalanzeiger, Berlin W 62, Courbièrestr. 4 bei Möllhausen.
Westphal, Paul, Ing., Berlin-Dahlem, Altensteinstr. 33.
Weyl, Alfred Richard, Ing. der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt-Adlershof, Charlottenburg 5, Kaiserdamm 4.
Wichmann, Wilhelm, Ing., Dessau (Anh.), Friedrich Schneiderstraße 9/I.
Wiechert E., Geheimrat Prof. Dr., Göttingen, Herzberger Landstr. 180.
Wiener, Otto, Prof. Dr., Direktor des Physik. Instituts der Universität Leipzig, Linnéstr. 5.
Wigand, Albert, Dr., Prof. a. d. Universität Halle, Halle a. S., Kohlschütterstr. 9.
Wilamowitz-Moellendorf, Hermann v., Hauptm. a. D., Charlottenburg, Eichenallee 12.
Willmann, Paul, Fabrikbesitzer, Berlin SW 61, Blücherstr. 12.
Winter, Hermann, Dipl.-Ing., Stahlwerk Mark, Abt. Flugzeugbau, Breslau, Teichstr.
Winterfeldt, Georg v., Danzig-Langfuhr, Schwarzer Weg 5.

Wirsching, Jakob, Ing., Stuttgart-Gablenberg, Gaishämmerstr. 14.
Wischer, Marinebaumeister, Zehlendorf West, Georgenstr. 9.
Wittmann, Karl, Charlottenburg, Dahlmannstr. 5, bei Lyon.
Wolf, Heinrich, Kaufmann, Leipzig, Löhosstr. 21.
Wolff, E. B., Direktor, Dr., Amsterdam, Marinewerft.
Wolff, Ernst, Major a. D., Dipl.-Ing., Direktor, Berlin-Lichterfelde-Ost, Bismarckstr. 7.
Wolff, Hans, Dr. phil., Breslau VIII, Rotkretscham.
Wolff, Harald, Obering. d. Siemens-Schuckert-Werke, Charlottenburg, Niebuhrstr. 57.
Wolff, Jakob, Hamburg, Gr. Bleichen 23/IV.
Wrede, Hans, Oberlt. a. D., Breslau, Augustastr. 167.
Wrobel, Heinrich, Gaswerkdirektor, Hptm. a. D., Hirschberg i. Schles., Bahnhofstr. 38a.
Wronsky, Prokurist, Berlin-Lankwitz, Bruchwitzstr. 4.
Wulffen, Joachim v., stud. ing., Rittergut Walbruch, Macheim, Bez. Köslin.

Zabel, Werner, Dr. med., Heidelberg, Schlierbach.
Zahn, Werner, Hauptmann a. D., Braunschweig, Rebenstr. 17.
Zeyssig, Hans, Dipl.-Ing., Potsdam, Viktoriastr. 62.
Zimmer-Vorhaus, Major a. D., Breslau, Palmstr. 28.
Zindel, Ernst, Dipl.-Ing., Dessau, Ruststr. 3, bei Ahrendt.
Zinke, Konrad, Fabrikbesitzer, Meißen 3 i. Sa., Zündschnurfabrik.
Zoller, Johann, Oberbaurat, Wien IX/2, Severingasse 7.
Zürn, W., Direktor der W. Ludolph A.-G., Bremerhaven, Mühlenstr. 2.

d) Außerordentliche Mitglieder:

Aero-Club von Deutschland, Berlin W 35, Blumeshof 17.
Akademische Fliegergruppe, Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berlinerstr. 170/71.
Albatros-Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugplatz.
Argentinischer Verein Deutscher Ingenieure, Buenos-Aires, Moreno 1059.
Argus-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf.
Bahnbedarf Aktiengesellschaft, Darmstadt.
Bayerische Motoren-Werke A.-G., München, Schleißheimerstraße 288.
Benz & Cie., Mannheim.
Casparwerke m. b. H., Travemünde. (Berlin-Schöneberg, Meranerstr. 2.)
Chemische Fabrik Griesheim-Elektron, Frankfurt a. M.
Chemisch-Technische Reichsanstalt, Berlin, Postamt Plötzensee.
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Werk Sindelfingen.
Deutsche Flugtechnische Vereinigung, Buenos-Aires, Calle Samiento 643, Postfach: Casilla de Correo 1766.
Deutsche Werke A.-G., Werk Haselhorst, Spandau, Berliner Chaussee.
Deutscher Aero-Lloyd A.-G., Berlin NW 7, Sommerstr. 4.
Deutscher Lloyd-Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Adlershof.
Deutscher Luftfahrt-Verband, Ortsgruppe Hof E. V., Hof i. B.
Deutsches Museum, München, Museumsinsel 1.
Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.-Seemoos.
Fick & Menzel, Bootswerft, Herrsching a. Ammersee.
Gandenbergersche Maschinenfabrik Georg Goebel, Darmstadt, Mornewegstr. 77.
Gesellschaft für drahtlose Telegraphie m. b. H. (Telefunken), Berlin SW 11, Hallesches Ufer 12/14.
Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg.
Hannoversche Waggonfabrik A.-G., Hannover-Linden.
Erich F. Huth, G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmstr. 130.
»Inag«, Internationale Aerogeodätische Gesellschaft, Danzig-Langfuhr, frühere Telegraphenkaserne, Kleinplatz.
Ludolph, W., A.-G., Bremerhaven, Mühlenstr. 2.
Luftfahrtsektion d. Königl. Ungarischen Handelsministeriums, Budapest I, Besci capu ter 4.
Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin W 62, Kleiststr. 8.
Luft-Verkehrs-Gesellschaft, Arthur Müller, Berlin SW 68, Friedrichstr. 203.
Magistrat Berlin, Dessauerstr.
Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Augsburg.
Maybach-Motorenbau G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.
Mehlich, J., Akt.-Ges., Zweigwerk Leipzig-Heiterblick vorm. Automobil-Aviatik A.-G., Leipzig-Heiterblick. Adresse: Generaldirektor Wilh. Pierburg, Berlin-Tempelhof, Ringbahnstr. 40.
Messter, Ed., G. m. b. H., Berlin W 9, Leipzigerstr. 110/111.
Nationale Automobil-Gesellschaft A.-G., Berlin-Oberschöneweide.
Ostpreußischer Verein für Luftfahrt E. V., Königsberg i. Pr., Mitteltragheim 23.
Rhön-Möbelwerke A.-G., Fulda.
Rohrbach-Metallflugzeugbau G. m. b. H., Berlin SW 68, Friedrichstraße 203.
Rumpler-Luftverkehr A.-G., Berlin SW 11, Schönbergerstr. 11.
Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin W 9, Bellevuestr. 5a.
Segelflugvereinigung der Technischen Hochschule, Wien IV, Karlsplatz 13.
Schiffbauabt. im Polytechnikum Petrograd-Sosnovka (Rußland), Polytechnikum.
Schütte-Lanz-Werke A.-G., Zeesen b. Königswusterhausen.
Stahlwerk Mark, Abteilung Breslau II, Teichstr. 21.
Verband Deutscher Flieger i. d. C. d. R., Ortsgruppe Mähr.-Schönberg, Vorsitzender: Fritz Schuster, Mähr.-Schönberg.
Verein Deutscher Motorfahrzeug-Industrieller, Berlin NW 8, Unter den Linden 12/13.
Verein Dresden des Deutschen Luftfahrt-Verbandes E. V., Dresden-A., Bismarckplatz 2.
Vereinigung ehem. Luftschiffbesatzungen, Berlin, Chausseestr. 94. Adresse: Hans Kuhnke, Berlin-Reinickendorf-West, Berlinerstr. 113.

II. Satzung.

Neudruck nach den Beschlüssen der XII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung vom 5. bis 8. Oktober 1923.

I. Name und Sitz der Gesellschaft.

§ 1.

Die am 3. April 1912 gegründete Gesellschaft führt den Namen »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«. Sie hat ihren Sitz in Berlin und ist in das Vereinsregister des Amtsgerichtes Berlin-Mitte eingetragen unter dem Namen: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Eingetragener Verein.«

II. Zweck der Gesellschaft.

§ 2.

Zweck der Gesellschaft ist die Förderung der Luftfahrt auf allen Gebieten der Theorie und Praxis, insbesondere durch folgende Mittel:

1. Mitgliederversammlungen und Sprechabende, an denen Vorträge gehalten und Fachangelegenheiten besprochen werden.
2. Herausgabe einer Zeitschrift sowie von Forschungsarbeiten, Vorträgen und Besprechungen auf dem Gebiete der Luftfahrt.
3. Stellung von Preisaufgaben, Anregung von Versuchen, Veranstaltung und Unterstützung von Wettbewerben.

§ 3.

Die Gesellschaft soll Ortsgruppen bilden und mit anderen Vereinigungen, die verwandte Bestrebungen verfolgen, zusammenarbeiten.

Sie kann zur Bearbeitung wichtiger Fragen Sonderausschüsse einsetzen.

III. Mitgliedschaft.

§ 4.

Die Gesellschaft besteht aus:

ordentlichen Mitgliedern,
außerordentlichen Mitgliedern,
Ehrenmitgliedern.

§ 5.

Ordentliche Mitglieder können nur physische Personen werden, die in Luftfahrtwissenschaft oder -praxis tätig sind, oder von denen eine Förderung dieser Gebiete zu erwarten ist; die Aufnahme muß von zwei ordentlichen Mitgliedern der Gesellschaft befürwortet werden.

Das Gesuch um Aufnahme als ordentliches Mitglied ist an den Vorstand zu richten, der über die Aufnahme entscheidet. Wird von diesem die Aufnahme abgelehnt, so ist innerhalb 14 Tagen Berufung an den Vorstandsrat (§ 17) statthaft, der endgültig entscheidet.

§ 6.

Die ordentlichen Mitglieder können an den Versammlungen der Gesellschaft mit beschließender Stimme teilnehmen und Anträge stellen, sie haben das Recht, zu wählen und können gewählt werden; sie erhalten die Zeitschrift der Gesellschaft kostenlos geliefert.

§ 7.

Sämtliche Mitgliederbeiträge werden vom Vorstand verbindlich festgesetzt.

Ordentlichen Mitgliedern, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, ist gestattet, ein Drittel des Jahresbeitrages der für die ordentlichen Mitglieder, die das 30. Lebensjahr vollendet haben, festgesetzt ist, als Beitrag zu zahlen. Der Beitrag ist vor dem 1. Januar des Geschäftsjahres zu entrichten. Mitglieder, die im Laufe des Jahres eintreten, zahlen den vollen Beitrag innerhalb eines Monats nach der Aufnahme. Erfolgt die Beitragszahlung nicht in der vorgeschriebenen Zeit, so wird sie durch Postauftrag oder Postnachnahme auf Kosten der Säumigen eingezogen.

Mitglieder, die im Ausland ihren Wohnsitz haben, zahlen den Beitrag nach Vereinbarung mit der Geschäftsstelle.

Der Vorstand wird ermächtigt, den Beitrag auf Antrag in Ausnahmefällen bis auf ⅓ des ordentlichen Beitrages zu ermäßigen.

§ 8.

Ordentliche Mitglieder können durch eine einmalige Zahlung einer Summe, die vom Vorstand festgesetzt wird, lebenslängliche Mitglieder werden. Diese sind von der Zahlung der Jahresbeiträge, nicht aber von erforderlich werdenden Umlagen befreit.

§ 9.

Außerordentliche Mitglieder können Körperschaften, Firmen usw. werden, von denen eine Förderung der Gesellschaft zu erwarten ist; sie sind gleichfalls mit einer Stimme stimmberechtigt. Bei nicht rechtsfähigen Gesellschaften erwirbt ihr satzungsmäßiger oder besonders bestellter Vertreter die außerordentliche Mitgliedschaft.

Das Gesuch um Aufnahme als außerordentliches Mitglied ist an den Vorstand zu richten, der über die Aufnahme endgültig entscheidet.

§ 10.

Die außerordentlichen Mitglieder können an den Veranstaltungen der Gesellschaft durch einen Vertreter, der jedoch nur beratende Stimme hat, teilnehmen und auch Anträge stellen. Sie erhalten die Zeitschrift kostenlos geliefert.

§ 11.

Der Beitrag der außerordentlichen Mitglieder, welcher ein Vielfaches des Beitrages der ordentlichen Mitglieder beträgt, wird in gleicher Weise wie der der ordentlichen Mitglieder festgesetzt und entrichtet (vgl. § 7).

Sie können ebenfalls durch eine einmalige Zahlung der in gleicher Weise festgesetzten Summe auf 30 Jahre Mitglied werden.

Für außerordentliche Mitglieder, die ihren Sitz im Ausland haben, gelten in bezug auf die Höhe des Beitrages gleichfalls die Vorschriften des § 7, Abs. 3.

Der Vorstand ist berechtigt, auf Antrag in Ausnahmefällen den Beitrag der außerordentlichen Mitglieder bis auf 1½fachen Betrag der ordentlichen Mitglieder herabsetzen.

§ 12.

Ehrenmitglieder können Personen werden, die sich um die Zwecke der Gesellschaft hervorragend verdient gemacht haben. Ihre Wahl erfolgt auf Vorschlag des Vorstandes durch die Hauptversammlung.

§ 13.

Ehrenmitglieder haben die Rechte der ordentlichen Mitglieder und gehören überzählig dem Vorstandsrat (§ 21) an. Sie sind von der Zahlung der Jahresbeiträge befreit.

§ 14.

Mitglieder können jederzeit aus der Gesellschaft austreten[1]). Der Austritt erfolgt durch schriftliche Anzeige an den Vorstand; die Verpflichtung zur Entrichtung des laufenden Jahresbeitrages wird durch den Austritt nicht aufgehoben, jedoch erlischt damit jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

§ 15.

Mitglieder können auf Beschluß des Vorstandes und Vorstandsrates ausgeschlossen werden. Hierzu ist dreiviertel Mehrheit der anwesenden Stimmberechtigten erforderlich. Gegen einen derartigen Beschluß gibt es keine Berufung. Mit dem Ausschluß erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

§ 16.

Mitglieder, die trotz wiederholter Mahnung mit den Beiträgen in Verzug bleiben, können durch Beschluß des Vorstandes und Vorstandsrates von der Mitgliederliste gestrichen werden. Hiermit erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

IV. Vorstand und Vorstandsrat.

§ 17.

An der Spitze der Gesellschaft stehen:
der Ehrenvorsitzende,
der Vorstand,
der Vorstandsrat.

§ 18.

Der Ehrenvorsitzende wird auf Vorschlag des Vorstandes von der Hauptversammlung auf Lebenszeit gewählt.

§ 19.

Der Vorstand besteht aus drei Personen, dem Vorsitzenden und zwei stellvertretenden Vorsitzenden. Ein Vorstandsmitglied verwaltet das Schatzmeisteramt.

Der Vorsitzende kann gleichzeitig das Amt des wissenschaftlichen Leiters oder des Schatzmeisters bekleiden. Dann ist das dritte Vorstandsmitglied stellvertretender Vorsitzender.

§ 20.

Der Vorstand besorgt selbständig alle Angelegenheiten der Gesellschaft, insoweit sie nicht der Mitwirkung des Vorstandsrates oder der Mitgliederversammlung bedürfen. Er hat das Recht, zu seiner Unterstützung einen Geschäftsführer und sonstiges Personal anzustellen.

Der Vorstand regelt die Verteilung seiner Geschäfte nach eigenem Ermessen.

Urkunden, die die Gesellschaft für längere Dauer oder in finanzieller Hinsicht erheblich verpflichten, sowie Vollmachten sind jedoch von mindestens zwei Vorstandsmitgliedern zu unterzeichnen. Welche Urkunden unter diese Bestimmung fallen, entscheidet der Vorstand selbständig.

§ 21.

Der Vorstandsrat besteht aus mindestens 30, höchstens 35 Mitgliedern. Er steht dem Vorstand mit Rat und Anregung zur Seite. Seiner Mitwirkung bedarf:

1. die Entscheidung über die Aufnahme als ordentliches Mitglied, wenn sie vom Vorstand abgelehnt ist,
2. der Ausschluß von Mitgliedern und das Streichen von der Mitgliederliste,
3. die Zusammensetzung von Ausschüssen (§ 3),
4. die Wahl von Ersatzmännern für Vorstand und Vorstandsrat (§ 23).

§ 22.

Die Sitzungen des Vorstandsrates finden unter der Leitung eines Vorstandsmitgliedes statt. Der Vorstand beruft den Vorstandsrat schriftlich, so oft es die Lage der Geschäfte erfordert, mindestens aber jährlich einmal, ebenso, wenn fünf Mitglieder des Vorstandsrates es schriftlich beantragen. Die Tagesordnung ist, wenn möglich, vorher mitzuteilen. Der Vorstandsrat hat das Recht, durch Beschluß seine Tagesordnung abzuändern. Er ist beschlußfähig, wenn ein Mitglied des Vorstandes und mindestens sieben Mitglieder anwesend sind, bzw. wenn er auf eine erneute Einberufung hin mit der gleichen Tagesordnung zusammentritt. Er beschließt mit einfacher Stimmenmehrheit. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden, bei Wahlen jedoch das Los.

§ 23.

Der Vorsitzende, die beiden stellvertretenden Vorsitzenden, sowie der Vorstandsrat werden von den stimmberechtigten Mitgliedern der Gesellschaft auf die Dauer von drei Jahren gewählt. Nach Ablauf eines jeden Geschäftsjahres scheidet das dienstälteste Drittel des Vorstandsrates aus; bei gleichem Dienstalter entscheidet das Los. Eine Wiederwahl ist zulässig.

Scheidet ein Mitglied des Vorstandes während seiner Amtsdauer aus, so müssen Vorstand und Vorstandsrat einen Ersatzmann wählen, der das Amt bis zur nächsten ordentlichen Mitgliederversammlung führt. Für den Rest der Amtsdauer des ausgeschiedenen Vorstandsmitgliedes wählt die ordentliche Mitgliederversammlung ein neues Mitglied.

Wenn die Zahl des Vorstandsrates unter 30 sinkt, oder wenn besondere Gründe vorliegen, so hat der Vorstandsrat auf Vorschlag des Vorstandes das Recht der Zuwahl, die der Bestätigung der nächsten Mitgliederversammlung unterliegt.

§ 24.

Der Geschäftsführer der Gesellschaft hat seine Tätigkeit nach den Anweisungen des Vorstandes auszuüben, muß zu allen Sitzungen des Vorstandes und Vorstandsrates zugezogen werden und hat in ihnen beratende Stimme.

§ 25.

Das Geschäftsjahr ist das Kalenderjahr.

V. Mitgliederversammlungen.

§ 26.

Die Mitgliederversammlung ist das oberste Organ der Gesellschaft; ihre Beschlüsse sind für Vorstand und Vorstandsrat bindend.

Zu den ordentlichen Mitgliederversammlungen lädt der Vorstand mindestens drei Wochen vorher schriftlich unter Mitteilung der Tagesordnung ein.

Zu außerordentlichen Mitgliederversammlungen muß der Vorstand zehn Tage vorher schriftlich einladen.

§ 27.

Die ordentliche Mitgliederversammlung soll jährlich abgehalten werden. Auf derselben haben wissenschaftliche Vorträge und Besprechungen stattzufinden. Im besonderen unterliegen ihrer Beschlußfassung:

1. Die Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates (§ 24).
2. Die Wahl des Vorstandes und Vorstandsrates.
3. Die Wahl von zwei Rechnungsprüfern für das nächste Jahr.
4. Die Wahl des Ortes und der Zeit für die nächste ordentliche Mitgliederversammlung.

§ 28.

Außerordentliche Mitgliederversammlungen können vom Vorstand unter Bestimmung des Ortes anberaumt werden, wenn es die Lage der Geschäfte erfordert; eine solche Mitgliederversammlung muß innerhalb vier Wochen stattfinden, wenn mindestens 30 stimmberechtigte Mitglieder mit Angabe des Beratungsgegenstandes es schriftlich beantragen.

§ 29.

Anträge von Mitgliedern zur ordentlichen Mitgliederversammlung müssen der Geschäftsstelle mit Begründung 14 Tage, und soweit sie eine Satzungsänderung oder die Auflösung der Gesellschaft betreffen, vier Wochen vor der Versammlung durch eingeschriebenen Brief eingereicht werden.

§ 30.

Die Mitgliederversammlung beschließt, soweit nicht Änderungen der Satzung oder des Zweckes oder die Auflösung

---

[1]) Nach Beschluß des Vorstandsrats vom 8. Januar 1921 ist der Austritt von Mitgliedern bis spätestens 30. November des laufenden Jahres anzumelden, andernfalls der Beitrag auch noch für das nächste Jahr zu zahlen ist.

der Gesellschaft in Frage kommen, mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden; bei Wahlen jedoch das Los.

§ 31.

Eine Abänderung der Satzung oder des Zweckes der Gesellschaft kann nur durch Mehrheitsbeschluß von drei Vierteln der in einer Mitgliederversammlung erschienenen Stimmberechtigten erfolgen.

§ 32.

Wenn nicht mindestens 20 anwesende stimmberechtigte Mitglieder namentliche Abstimmung verlangen, wird in allen Versammlungen durch Erheben der Hand abgestimmt. Wahlen erfolgen durch Stimmzettel oder durch Zuruf. Sie müssen durch Stimmzettel erfolgen, sobald der Wahl durch Zuruf auch nur von einem Mitglied widersprochen wird.

Ergibt sich bei einer Wahl nicht sofort die Mehrheit, so sind bei einem zweiten Wahlgange die beiden Kandidaten zur engeren Wahl zu bringen, für die vorher die meisten Stimmen abgegeben waren. Bei Stimmengleichheit kommen alle, welche die gleiche Stimmenzahl erhalten haben, in die engere Wahl. Wenn auch der zweite Wahlgang Stimmengleichheit ergibt, so entscheidet das Los darüber, wer nochmals in die engere Wahl zu kommen hat.

§ 33.

In allen Versammlungen führt der Geschäftsführer eine Niederschrift, die von ihm und dem Leiter der Versammlung unterzeichnet wird.

VI. Auflösung der Gesellschaft.

§ 34.

Die Auflösung der Gesellschaft muß von mindestens einem Drittel der stimmberechtigten Mitglieder beantragt werden.

Sie kann nur in einer Mitgliederversammlung durch eine Dreiviertel-Mehrheit aller stimmberechtigten Mitglieder beschlossen werden. Sind weniger als drei Viertel aller stimmberechtigten Mitglieder anwesend, so muß eine zweite Versammlung zu gleichem Zwecke einberufen werden, bei der eine Mehrheit von drei Vierteln der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder über die Auflösung entscheidet.

§ 35.

Bei Auflösung der Gesellschaft ist auch über die Verwendung des Gesellschaftsvermögens zu beschließen; doch darf es nur zur Förderung der Luftfahrt verwendet werden.

III. Kurzer Bericht über den Verlauf der XII. Ordentlichen Mitgliederversammlung vom 5. bis 8. Oktober 1923.

Die diesjährige Tagung der WGL fand vom 5. bis 8. Oktober in Berlin statt. Der Vorstand, dem ja auf der vorjährigen Tagung in Bremen die Ermächtigung zur Festsetzung des jeweiligen Tagungsortes eingeräumt war, hatte mit Rücksicht auf die Zeitverhältnisse Berlin gewählt, da die überwiegende Mehrzahl der Mitglieder den Wohnsitz in oder in der Nähe der Reichshauptstadt hat. Mit Rücksicht auf die Zeitverhältnisse war auch der Charakter der Tagung so einfach als möglich gestaltet worden. Die Beteiligung von Mitgliedern und Gästen konnte als gut bezeichnet werden, wenngleich es auch vielen auswärtigen Mitgliedern nicht möglich gewesen ist, an der Tagung teilzunehmen.

Die Tagung begann, wie üblich, mit einer Sitzung des Vorstandsrates, an die sich ein Begrüßungsabend der Mitglieder und Gäste im Flugverbandshause anschloß. Durch Vermeiden von besonderen künstlerischen Darbietungen oder offiziellen Festakten war reichlich Gelegenheit zu zwangsloser persönlicher Aussprache gegeben, ein Umstand, dem stets besonderes Augenmerk geschenkt werden muß, um die Fühlung und enge Bindung unter den Mitgliedern zu verstärken.

Die Vorträge der Tagung wurden in dem größten Hörsaal der Technischen Hochschule zu Berlin abgehalten. Nach einer kurzen Begrüßung durch den Vorsitzenden, Geheimrat Schütte, und einem Dank an den Rektor der Technischen Hochschule, Geheimrat Laas, für die gastliche Aufnahme in den Räumen der Hochschule eröffnete Dipl.-Ing. Schwager die Reihe der Vorträge mit einem kritischen Bericht über den Stand des Flugmotorenbaues.

Zunächst ging der Vortragende des näheren auf die bei uns stark fühlbare Notlage an modernen einheimischen Flugmotoren ein. Die Entwicklung eines Flugmotors ist wesentlich kostspieliger und zeitraubender als die einer neuen Flugzeugbauart; sie läßt sich erst dann vom wirtschaftlichen Standpunkte aus rechtfertigen, wenn mit dem Absatz großer Reihen der gleichen Bauart zu rechnen ist. Das wird aber vorerst bei uns kaum der Fall sein können. Infolgedessen bevorzugen die Motorenfabriken andere, wirtschaftlich aussichtsreiche Fabrikationszweige, wie z. B. den Kraftfahrzeugbau, der eher auf die Herstellung großer Reihen ein- und derselben Bauart zugeschnitten ist. Eine Neubelebung unseres deutschen Flugmotorenbaues ist also nur mit wirtschaftlichen Beihilfen, nicht durch Preisausschreiben, zu ermöglichen. Hierfür kommen in allererster Linie die interessierten Stellen in Frage, nämlich die Flugzeugfabriken, die Luftverkehrsgesellschaften und letzten Endes auch der Staat, der aber aus naheliegenden Gründen kaum in Betracht gezogen werden kann.

Von grundsätzlicher Bedeutung für die Neubelebung des Motorenbaues ist die Art, in der man die dringend benötigten Motorenbauarten entwickelt. Ein Nebeneinanderarbeiten muß unter allen Umständen vermieden werden. Die Amerikaner sind in der Schaffung des Liberty-Motors in den Jahren 1917/18 vorbildlich vorgegangen. Man betraue eine leistungsfähige Fabrik mit der Entwicklung einer der benötigten Bauarten und lasse die übrigen Firmen an der Neukonstruktion beratend und helfend teilnehmen. Die Baufirma erhält außerdem Zuschüsse und hat die Gewähr, daß innerhalb eines bestimmten langfristigen Zeitraumes im deutschen Motorenbau ihr hinsichtlich der von ihr entwickelten und gebauten Flugmotorenbauart kein Wettbewerber erwachen wird, sobald der betreffende Motor den gestellten Anforderungen entspricht. Durch die von dem Vortragenden angeregte Zusammenarbeit kann sicherlich eine Neubelebung und Hochzüchtung des deutschen Flugmotorenbaues erreicht werden.

Im Hauptteil seines Vortrages ging Dipl.-Ing. Schwager auf den ausländischen Motorenbau ein. Er erwähnte die weitgehenden Fortschritte der Amerikaner, die sich besonders in ihren wertvollen Motorenuntersuchungen und ihrer systematischen Kleinarbeit ausprägt, und behandelte dann des näheren die starken luftgekühlten Sternmotoren, die die Engländer entwickelt und zu hoher Vollkommenheit gebracht haben. Der luftgekühlte Sternmotor ist heute bis zu etwa 300 PS Leistung dem wassergekühlten Motor hinsichtlich Gewicht, Betriebssicherheit und Brennstoffverbrauch durchaus gleichwertig. Bei uns ist man in dieser Beziehung noch weit zurück. Auch im Bau von wassergekühlten Motoren großer Leistung haben die Engländer Bedeutsames geleistet. Der französische Flugmotorenbau hat hingegen nur geringe Leistungen zu verzeichnen.

Im Anschluß an die interessanten Ausführungen von Dipl.-Ing. Schwager schilderte ein Vertreter der Total-Feuerlöscher-G. m. b. H. das für Flugzeuge bestimmte Feuerlöschgerät dieser Firma.

Als zweiter folgte Dr.-Ing. H. G. Bader mit einem Vortrage über die Vereinigung von Tragflügel und Strahltheorie zum Entwurf von Treibschrauben.

Der Auftrieb von Tragflügeln und der Vortrieb von Treibschrauben beruht auf dem Impuls, der einer bestimmten Flüssigkeitsmenge entgegen der gewünschten Kraftrichtung erteilt wird. Die kinetische Energie der beschleunigten Flüssigkeit bedeutet in beiden Fällen einen Leistungsverlust, den man dadurch möglichst klein zu halten bestrebt ist, daß man die Flügel eine möglichst große Menge erfassen läßt, um bei gegebener Größe des Impulses eine möglichst geringe Geschwindigkeitszunahme verwirklichen zu müssen. Diese Verwandtschaft zwischen Tragflügel- und Schraubenstrahltheorie läßt sich auf Grund des anschaulichen Bildes, das man sich mit Prandtls Theorie des induzierten Widerstandes vom Strömungsverlauf hinter Tragflügeln machen kann, zu einer vollkommen gleichartigen rechnerischen Behandlung von Trag- und Schraubenflügeln ausnutzen. Man erhält so nicht nur ein anschauliches Bild vom Strömungsverlauf längs und quer zum Schraubenstrahl durch die von jedem Schraubenflügel abgehenden, im Strahl natürlich schraubenförmig gelagerten Wirbelbänder, sondern analog der Zusammensetzung des Flugzeugwiderstandes aus induziertem Widerstand, Profilwiderstand der Flügel und »schädlichem« Widerstand aller nichttragenden Bauteile, ergibt sich für die Leistungsbilanz der Schraube ein Verlust durch die kinetische Energie, wie sie sich in Form von Axial- und Umfangsgeschwindigkeit im Strahl vorfindet, ein Leistungsverlust durch den Reibungs- und Formwiderstand des Schraubenflügels selbst, der von innen nach außen mit der dritten Potenz der Relativgeschwindigkeit zur Luft wächst, und einen allerdings nur sehr geringfügigen Leistungsverlust durch den Strömungswiderstand der am Vortriebsvorgang unbeteiligten Nabe. Man muß sich natürlich, wie beim Entwurf des Flugwerks für ein Flugzeug, beim Schraubenentwurf die Bedingung stellen, den Verlust durch die kinetische Energie so klein als möglich zu machen und kann hierzu im wesentlichen die von Prandtl, Betz und Munk entwickelten Regeln zur Herabsetzung des induzierten Widerstandes anwenden. Aber wie beim Flugzeug kommt es natürlich nur für den Gesamtwiderstand auf einen Kleinstwert an, und so ergibt sich auch beim Schraubenentwurf ein Kompromiß zwischen den sich widersprechenden Forderungen, den kinetischen und den Zähigkeitsverlust so klein als möglich zu halten. Unter anderem zeigt sich,

daß der geringe Wirkungsgrad schnellaufender Schrauben lediglich auf den mit der Relativgeschwindigkeit steigenden Verlust durch den Reibungs- und Formwiderstand zurückzuführen ist, zumal der Verlust an kinetischer Energie durch die größere Gleichförmigkeit der Geschwindigkeitsverteilung im Strahl und die geringeren Umfangsgeschwindigkeiten des Strahls infolge der kleineren Steigerung geringer ist als bei kleineren Drehzahlen.

Im Anschluß daran skizzierte der Vortragende ein neues Verfahren zur Berechnung von Treibschrauben, wobei eine halbkreisförmige Verteilung der Zirkulation über das Schraubenblatt zugrunde gelegt ist.

An die Ausführungen von Dr.-Ing. Bader knüpfte sich eine lebhafte Aussprache, an der sich Geheimrat Schütte, Prof. Prandtl, Prof. v. Parseval und Prof. Pröll beteiligten.

Die folgenden Berichte von Flugzeugführern über ihre Erfahrungen im Luftverkehr bewiesen, daß es ein ausgezeichneter Gedanke war, Männer der Flugpraxis im Rahmen der Tagungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft zu Worte kommen zu lassen. Dies gilt insbesondere für den Bericht des Flugzeugführers Kraut über die Anforderungen des Luftverkehrs an den Flieger. Dieser kurze und klare Vortrag übertraf in jeder Beziehung die gehegten Erwartungen und erregte das lebhafteste Interesse der Teilnehmer. Danach sprach Flugzeugführer Eichler über die Entwicklung des Flugwesens in Schweden, an der er persönlichen Anteil hat.

Während der folgenden Vortragspause wurde eine anläßlich der Tagung in den Räumen der Hochschule untergebrachte Luftbildausstellung besichtigt. Die erforderlichen Erläuterungen dazu gab Regierungsbaumeister Dr.-Ing. Ewald, der auch die Führung übernommen hatte.

Am Nachmittag folgte dann ein Vortrag von Prof. Dr. E. Everling über die Wertung von Segelflügen.

Aus den Erfahrungen der Rhön-Segelflüge ergaben sich als Ziele des deutschen Segelfliegens und Segelflugbaues:

1. Ausdehnung des Windbereiches, in dem man vom Boden abkommen, sicher fliegen und landen kann;

2. verbessertes Starten: geringere Höhe des Abfluggeländes, verminderte Hilfsmannschaft;

3. Nachweis und Ausbildung des sogenannten dynamischen Segelns.

Rekorden nachzujagen, die wir aufgestellt haben, die aber vom Ausland durch Wahl der günstigsten Gelände in der uns verschlossenen Welt auch mit weniger guten Führern und Flugzeugen gebrochen werden können, heißt unnütz kostbares Material und noch wertvollere Menschen aufs Spiel setzen.

Die Wertungstaktik hat diesen Zielen Rechnung zu tragen: keine Preise, die an bestimmten Tagen zu fliegen zwingen und nur einer neugierigen Menge Nervenreiz liefern; Vorgabepreise, die den sportkundigen Zuschauer ständig anregen. Preise für Abfliegen bei schwächstem Wind, mit geringster Hilfe; für gutes Landen bei größerer Windstärke. Preise endlich für bestes Ausnutzen bei Windschwankungen. Hier genügt es nicht, Flüge über der Ebene oder auf dem Meer zu fordern, weil Aufwind ja nicht nur am Hang entsteht, sondern auch durch geänderte Bodenreibung an Flachküsten oder durch verschiedene Erwärmung, also an sonnigen Tagen unter Schönwetterkumulis. Für den einwandfreien Nachweis und die wirksame Förderung des dynamischen Segelns muß also der Aufwind, etwa durch Rauchfahnen, bestimmt und abgezogen, d. h. richtig angerechnet werden.

Hier setzt die Wertungsmechanik ein. Alle Wertungsformeln sollten im Mutterlande der Flugwissenschaft auf einfache, aber zuverlässige flugmechanische Betrachtungen gegründet werden. An einem Lichtbild wird das bei einer Formel des letzten Rhön-Wettbewerbes erläutert, in der die Entfernung nicht linear, sondern hyperbolisch auftreten müßte, und es wird gezeigt, daß die richtige Wertziffer für den Segelflug die Gleitwinkelverbesserung ist, gegenüber einem angenommenen Gleitwinkel guter Flugzeuge in ruhiger Luft, der noch um den Gesamtsteigwinkel infolge eines Hilfsmotors oder der Aufwindwirkung berichtigt werden kann, wenn man diesen Einfluß werten will. Im Anschluß an Näherungswerte für den Einfluß der Windschwankungen usw. auf den Gleitwinkel werden Muster für Wertungsformeln abgeleitet.

So wird auch die Wertungsmechanik neben dem richtigen Wertungsverfahren ein Mittel zum Zweck, die technisch-wissenschaftund sportlich-moralische Vorwärtsentwicklung des Segelfliegens zum rechten Ziele zu leiten.

Im Anschluß daran führte Hptm. a. D. G. Krupp den von ihm während des diesjährigen Rhön-Wettbewerbes aufgenommenen Film vor. Die auch in technischer Hinsicht außerordentlich interessanten Bilder von den Segelflügen wurden mit reichem Beifall aufgenommen. Anschließend sprach Dr.-Ing. R. Eisenlohr über den Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923.

Während die ersten Jahre der Segelflug-Wettbewerbe in der Rhön mehr sportlichen Charakter und den Zweck der Anregung zum Segelflugzeugbau hatten, sollte der Wettbewerb 1923 in noch stärkerem Maße als der vorjährige die Züchtung wissenschaftlich gut durchgearbeiteter Flugzeuge bezwecken. Man hatte daher den Wettbewerb in einen Vorwettbewerb, der dem sportlichen und anregenden Rechnung trug, und einen Hauptwettbewerb eingeteilt, in dem nur in aerodynamischer und technischer Hinsicht ganz ausgezeichnete durchgearbeitete Flugzeuge Aussicht auf Erfolg und Erreichung der geforderten Mindestleistungen hatten. Von den etwa 60 zugelassenen Flugzeugen kamen nur etwa 10 für die großen Preise im besten Falle in Betracht. Als Mindestleistungen waren verlangt: eine Entfernung von mindestens 20 km über Land und beim Höhenflug mindestens 350 m Höhe über dem Startpunkt. Konnte letztere Bedingung schon eher erreicht werden, wenn entsprechend starker Wind herrschte, so war die erste Bedingung recht schwierig.

Daß es während des Wettbewerbes überhaupt nicht gelang, diese Bedingung zu erfüllen, lag lediglich an der Ungunst der Witterung. Der Höhenflug wäre von Hackmack am 30. August zweifellos leicht erreicht worden, wenn er nicht bei 305 m schon abgebrochen hätte in der Meinung, die Mindestleistung bereits überboten zu haben. Die anderen für den Höhenflug durchaus aussichtsreichen Flugzeuge (Darmstadt und Martens) waren an diesem Tage, wo entsprechender Wind herrschte, durch Entfernungsflüge in Anspruch genommen.

Für den Überlandflug waren die Windverhältnisse niemals während der 14 Tage des Hauptwettbewerbs günstig. Es ist kein Zweifel, daß sowohl Martens wie »Konsul«-Darmstadt, die Entfernung zurückgelegt hätten bei entsprechendem Winde. So brachte es Martens bei ganz schwachem Winde — 3 bis 4 m/s — nur auf 12 km. Die vorzügliche Segelfähigkeit beider Maschinen erwies sich am letzten Wettbewerbstag, wo sie bei noch schwächerem Winde etwa 7 km zurücklegten und wo Martens beim Zielflug auf 1400 m Distanz trotz Umwegflügen sein Flugzeug nicht frühzeitig genug auf den Boden bringen konnte und daher immer erst hinter dem Ziel landete.

Eine Reihe von Flugzeugen, auf die man große Erwartungen setzen durfte, gingen leider schon bei Vorversuchen zu Bruch und schieden aus: »Der Dessauer«, Messerschmitt-Eindecker, »Vampyr«, Berlin, »Rheinland« u. a.

Bei den meisten Flugzeugen erwies sich die Seitensteuerung als zu wenig wirksam, ein Punkt, der mit dazu beitrug, daß keine Dauerflüge erzielt wurden, da die Flugzeuge sich nicht am Hang zu halten vermochten. Das Flugzeug mit dem sicherlich wirksamsten Seitenruder, der Hübner-Schrenk-Eindecker, kam leider über Vorversuche nicht hinaus.

Auch das Starten bei schwachem Winde bot noch große Schwierigkeiten und führte zu mehreren Brüchen (Harth, Drude, Hawa, Dresden u. a.). Das Streben nach weitspannenden, wenig tiefen Flügelkonstruktionen kam stark zum Ausdruck. So hatte »Konsul« 19 m Spannweite bei nur 1,25 m Tiefe, also ein Seitenverhältnis 1 : 15, ebenso günstige Abmessungen zeigte Martens-»Strolch«. Auch die Durchkonstruktion der Rümpfe zeigte gegenüber dem Vorjahre wesentliche Verbesserungen und elegantere Ausführungen.

Am Spätnachmittag der ersten Vortragstagung wurde dann die Automobilausstellung besucht. Abends fand im Flugverbandshause das Festessen statt, das viele der Teilnehmer noch bis zur frühen Morgenstunde zusammenhielt.

Der zweite Vortragstag begann mit der satzungsgemäßen Geschäftssitzung der Tagung. Die Vorschläge des Vorstandes fanden ausnahmslos die Zustimmung der Mitgliederversammlung.

Über das Beitragswesen, dessen Änderung auf der Tagesordnung der geschäftlichen Sitzung stand, wurde folgendes beantragt und beschlossen:

Für ordentliche Mitglieder eine Umlage von 1 Goldmark,

für außerordentliche Mitglieder eine Umlage von 3 Goldmark,

für ordentliche Mitglieder einen monatlichen Beitrag von 0,50 Goldmark,

für außerordentliche Mitglieder einen monatlichen Beitrag von 1,50 Goldmark.

Auf besonderen Antrag können auch Ermäßigungen der vorgenannten Beträge bis zu einem Drittel vorgenommen werden.

Es wurden daraufhin die §§ 7, 8 und 11 gemäß dem vorgenannten Vorschlage geändert (vgl. S. 11).

Der wissenschaftliche Teil des Vormittags wurde mit einer eingehenden Besprechung der Segelflugreferate des Vortages eingeleitet. An ihr beteiligten sich Prof. Prandtl, Dr. Koppe, Dr.-Ing. Lachmann, Prof. Hoff, Sportarzt Dr. med. Brustmann, Dr.-Ing. Seehase und Prof. v. Parseval. Von besonderem Interesse waren die Ausführungen von Dr. Brustmann über den Menschenkraftflug. Geheimrat Schütte nahm noch besonders Gelegenheit, auf den Fortschritt des Segelfluges hinzuweisen.

Als nächster Redner berichtete Dipl.-Ing. Naatz über eine neue Pralluftschiffbauart.

Obwohl das Pralluftschiff in seiner Größe einstweilen nicht über 36 000 m³ gekommen ist, kann man nicht sagen, daß es mit dem Starrschiff zukünftighin nicht mehr wetteifern würde. Denn im Gegensatz zum Starrschiff läßt das Prallschiff soviel Bauarten zu, daß man von dem, was existiert, nicht schließen darf, das Ende der Entwicklung wäre erreicht. Grundsätzlich steht der Vergrößerung des Prallschiffes nichts im Wege. Die Festigkeit gegen Verbiegen, z. B. in der Fahrt, ist, wie die Erfahrungen übereinstimmend mit den aerodynamischen Versuchen gezeigt haben, bei großen Schiffen fast leichter zu erreichen. Nur die Nachgiebigkeit des Tragkörpers, die auf der sehr hohen Dehnbarkeit des gewebten Stoffes beruht, bereitet Schwierigkeiten.

Im neuen Typ werden daher statt einer Hülle, deren drei verwendet, von denen zwei Hüllen die Dichtung übernehmen, während die dritte die Kräfte zu übertragen hat. Diese ist aus längs, quer und schräg zum Schiff verlaufenden Stahllitzen oder anderen, wenig dehnbaren Zugelementen hergestellt und somit in ein Netzwerk umgewandelt, das den Tragkörper umgibt und dem Schiff die nötige Unverbieglichkeit verleiht. Von innen gegen das Netzwerk legen sich die Gaszellen, die genau wie bei Starrschiffen herausnehmbar eingerichtet sind. Die zweite dichtende, allerdings nur luftdichte Hülle ist außen um das Netzwerk im Abstande von etwa ¼ m gelegt und an dieses durch längs verlaufende Gurten befestigt. Dieser so entstehende Mantelraum sowie der luftdicht abgeschlossene Raum unterhalb der Gaszellen wird unter erhöhten sogenannten Betriebsdruck gesetzt und außerdem durchlüftet. Die Außenhaut hebt sich hierbei ab und versucht das Netzwerk mit Hilfe der beschriebenen Gurte nach allen Richtungen hin zu sprengen. Das Netzwerk wird dadurch gezwungen, nicht allein den Druck der Gaszellen sondern auch den Betriebsdruck zu tragen und dementsprechend alle Spannungen bis auf einen geringen Teil, der in der Außenhaut und in den Gaszellen verbleibt, aufzunehmen.

Die Schottwände des neuen Typs sind zylindrisch geformt, und zwar stellen sie den abgeschnittenen Teil der Zylinderflächen dar, die den Tragkörper von oben senkrecht durchdringen. Ihre Anordnung geschieht paarweise mit den erhabenen Seiten gegeneinander gekehrt, weil jede von den Wänden nur einseitigen Druck aufnehmen kann.

Die im Netzwerk vorgesehene mittlere Einschnürungswand hat neben anderen konstruktiven Vorzügen noch den, daß sie eine neuartige Maschinenanlage gestatten, die darin besteht, daß der Motor mit seinen Luftschrauben, unter Wegfall der Gondel, an einem hinausragendem Arme befestigt ist.

Der neue Typ weist folgende Vorteile auf.

1. Er ist ebensowenig verbieglich wie das Starrschiff,
2. er ist ebensowenig zerbrechlich wie das Prallschiff,
3. er ist bei Verletzungen nicht einmal so empfindlich wie das Prallschiff, weil das Netzwerk einerseits versteckt liegt und anderseits nicht in dem Maße weiterreißt wie die Stoffhülle,
4. er ist für Gaszellen eingerichtet wie das Starrschiff,
5. er ist wenig empfindlich gegen Erwärmung durch Sonnenbestrahlung und gegen Witterungseinflüsse,
6. er ist leichter als das Starrschiff,
7. er ist vergrößerungsfähig bis zu den größten Dimensionen, weil die Spannungen von einem metallischen Netzwerk aufgenommen werden, das beliebig stark gemacht werden kann.

In der Aussprache wies Dipl.-Ing. Schwager darauf hin, daß Umlaufmotoren für Luftschiffe nur schlecht verwendbar sind und daß der Wartbarkeit der Motoren mehr Beachtung geschenkt werden muß.

Als letzter Redner der Tagung gab Rittmeister A. Baeumker einen Bericht über die Gothenburger Luftfahrtausstellung. Er schilderte den Eindruck, den er von der Ausstellung gewonnen hat, ging des näheren auf die Ausstellungsgegenstände, insbesondere die Flugzeuge des Auslandes, ein, um dann abschließend die wirtschaftliche und politische Bedeutung der Veranstaltung einer näheren Betrachtung zu unterziehen. Im allgemeinen wäre zu sagen, daß Deutschland recht befriedigend abgeschnitten hat, zumal wenn man bedenkt, daß wir bei internationalen Wettbewerben stets durch die Fessel der »Begriffsbestimmungen« gehandikapt sind. Außerdem waren die Bestimmungen der Gothenburger Flugwettbewerbe in mancher Beziehung mangelhaft, so daß Bewerber mit Preisen ausgezeichnet wurden, die offensichtlich in technischer Beziehung als ihren Mitbewerbern technisch unterlegen angesprochen werden mußten.

Auf jeden Fall aber hat die Gothenburger Ausstellung gezeigt, daß die deutsche Luftfahrt noch am Leben ist und nicht gewillt scheint, den friedlichen Wettbewerb mit den Staaten aufzugeben, die sich in einer glücklicheren Lage befinden als unser Vaterland!

Nach einer kurzen Diskussionsbemerkung von Dr.-Ing. Lachmann schloß der Vorsitzende den offiziellen Teil der diesjährigen OMV.

Die für den folgenden Tag angesetzten Veranstaltungen mußten leider wesentliche Abänderungen erfahren. So fiel die auf den Nachmittag angesetzte Einweihung des Verkehrsflughafens auf dem Tempelhofer Felde aus, da der neue Flughafen noch nicht soweit fertiggestellt war. Auch die angekündigte Besichtigung des Blockwerks von Siemens & Halske fiel aus. Statt dessen wurde den Teilnehmern der Schalttafelbau und das große Dynamowerk in Siemensstadt gezeigt.

Alles in allem genommen hatte die diesjährige OMV der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt einen gelungenen, durchaus befriedigenden Verlauf, den jeder Teilnehmer gern im Gedächtnis behalten wird.

IV. Kurzer Bericht von der Ausstellung über Luftbildwesen.

Von Ewald.

Gelegentlich der Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 6. und 7. Oktober 1923 war eine Ausstellung veranstaltet, die einen Überblick über den heutigen Stand des Luftbildwesens gab. Die Bedeutung der Flugzeugphotographie liegt auf den beiden Gebieten der Veranschaulichung eines Geländes und der Luftbildmessung. Die direkte Verwertung des Luftbildes kommt in vermessungstechnischer Hinsicht in Betracht für die Ergänzung und Berichtigung von Karten, für die Aufnahme von unübersichtlichen und unzugänglichen Gebieten, für die Bestimmung von Veränderungserscheinungen auf der Erdoberfläche, vor allem auch in der Hilfeleistung für die kartographische Festlegung unvermessener Länder. Das Reichsamt für Landesaufnahme zeigte in einer Gegenüberstellung, wie die Luftbilder jedesmal den neuesten Zustand auf der Erdoberfläche wiedergeben und dadurch Unstimmigkeiten und Veränderungen gegenüber veralteten Karten nachweisen, wodurch eine Berichtigung wesentlich erleichtert wird. Luftbildkarten vom Staatsforst in Biesenthal legten den Wert des Luftbildes für die Aufnahme unübersichtlicher Gebiete dar und insbesondere für forstwirtschaftliche Zwecke, Karten vom Wattenmeergebiet, östlich von Wangerooge, die nach Luftaufnahmen hergestellt worden sind (M. 1 : 6500, Höhenlinien im Abstand von 50 cm) den Nutzen für die kartographische Festlegung eines schwer zugänglichen Geländes. Es ist hierbei zu beachten, daß eine terrestrische Aufnahme eines derartigen Gebietes sowohl durch die zahlreichen Priele und Baljen als auch durch den dauernd wechselnden Gezeitenstrom unmöglich gemacht wird. Zugleich wird dadurch eine Unterlage für die Projektierung von Wasserbauarbeiten gewonnen sowie auch ein jederzeit nachprüfbares Dokument für den heutigen Zustand, das mit Aufnahmen aus späterer Zeit verglichen werden kann und zu einem Forschungsmittel für die Gesetzmäßigkeit derartiger Vorgänge wird. Ähnliches gilt von den Aufnahmen der Havel zwischen Rathenow und Havelberg mit ihren zahlreichen alten Flußschlingen, die außer der Verwertung für vermessungs- und bautechnische Zwecke wissenschaftliche Forschungen über das ursprüngliche Stromlaufgebiet der Havel mit seinen allmählichen Anlandungen gestattet. Bilder von der Elbmündung bei Freiburg zeigten die Veränderungen des Flußufers durch Anschwemmungen gegenüber den Angaben des veralteten Meßtischblattes. Es wird dadurch festgelegt, wie die neuen Anlandungen von Wasseradern durchzogen sind, anderseits wie sie bereits von den Anwohnern unter Kultur genommen sind. (Unterlage für Bemessung der Grundsteuer.)

Von der »Scadta« war der Luftbildplan der Mündung des Magdalenenstroms in Kolumbien (M. 1 : 10000) sowie die danach gezeichnete Karte (M. 1 : 25000) gebracht. Erstmalig wurde durch diese hervorragende Arbeitsleistung einer deutschen Gesellschaft im Auslande eine Klarstellung der vorgelagerten Inseln und Sände gegeben, die dauerndem Wechsel unterworfen sind.

Diese Karten sind gewonnen durch Einpassen von senkrechten Luftbildern in trigonometrisch aufgenommene Festpunkte. In das Gebiet der Luftbildmessung führten ein die Ausstellungen der Luftbildmeßfirmen:

a) Deutsche Karte, G. m. b. H.: Karte von Falkenberg-Broichsdorf in der Mark, M. 1 : 2000, Höhenlinienabstand 1 m.

b) Meßter, Abt. Optikon: Zeichnungen und Abbildungen des Autokartographen von Hugershoff mit den Verbesserungen aus jüngster Zeit (Auswertung von Schräg- und Senkrechtaufnahmen; Zeichnung einer Kartenskizze auf einer Trommel vor den Augen des Auswerters, wodurch Notizen ermöglicht werden; Herstellung von stereoskopisch wirkenden Karten; Ausführung von Reliefs. Als Beispiel hierfür war ein Relief der stereophotogrammetrisch von der Erde aufgenommenen Pinge bei Altenberg ausgelegt). Ferner Aufnahmen und Karten von Horn Kees in den Zillertaler Alpen (freihändige terrestrische Aufnahme) und von Elterlein und Tharandt (nach Luftmeßbildern). Endlich die Küstenkammer nach Hugershoff, die durch ein zweites rückwärts gerichtetes Objektiv den Horizont festlegen und dadurch Neigung und Kantung während der Aufnahme bestimmen läßt, sowie die hierdurch ausgeführte Aufnahme und Karte eines Küstenabschnitts von Rügen.

c) Luftbild-Stereographik, G. m. b. H.: Mehrere Karten, die stereophotogrammetrisch von der Erde und vom Flugzeug aus hergestellt sind (Gelände bei Gengham und Lengries sowie eine erdstereophotogrammetrische Vergleichsaufnahme vom Lech, die die Aufschüttung von Geröll und Sandmassen nach einem Hochwasser darlegt). Von besonderem Interesse war eine Luftbildkarte vom Roggenburger Forst sowie eine Aufnahme von der Benediktenwand Ost (Größe des Geländes 12 qkm, Höhenunterschiede 700 bis 1500 m, M. 1 : 5000, Höhenlinienabstand 10 m), deren Auswertung durch den Stereoplanigraphen von Zeiß geschah, und zwar durch Kombination von Schräg- und Senkrechtaufnahmen derart, daß in das weitmaschige trigonometrische Punktnetz Neupunkte eingeschaltet wurden, die zur Orientierung der 7. Paare von Senkrechtaufnahmen dienten.

d) Kartographische Relief-G. m. b. H.: Eine Anzahl von Präzisionsreliefs, die nach Schichtlinienangaben nach Länge, Breite und Höhe maßstäblich genau die Wirklichkeit wiedergeben. Jedes Relief trägt auf der Oberfläche die Karte, auch in farbiger Behandlung. Fliegerbilder sind gleichfalls reliefiert worden. Das Relief der Wasserkuppe hatte besonderes Interesse.

Die Bedeutung des Luftbildes für die Veranschaulichung eines Geländes und seine Verwertung für bautechnische Zwecke aller Art im Ingenieur- und Industriebau, im Städtebau und Siedlungswesen veranschaulichen eine Reihe von Aufnahmen der Deutschen Aero-Lloyd-A.-G. Vorzügliche Aufnahmen der Junkers-Werke von Spitzbergen, die gelegentlich der Expedition im Juni und Juli 1923 zum Teil von unerforschtem Gebiet gemacht worden sind, zeigten die Bedeutung des Luftbildes als Forschungsmittel. Länderkundlich von Interesse war eine Reihe von Aufnahmen aus Amerika, die durch Vermittlung der WGL durch Bildaustausch gewonnen waren.

Die Arbeiten des Pr. Ministeriums für Handel und Gewerbe zur Förderung des Luftbildwesens allgemein, vornehmlich zur Einführung dieses neuen Lehrmittels in den Unterricht veranschaulichten einige Bildzusammenstellungen und Berichte: Im Vermessungstechnikerunterricht an der Staatlichen Baugewerkschule in Neukölln ist das Luftbild bereits Lehrfach. Durch mehrere Erlasse ist die Verwendung von Luftbildern für den Unterricht im Tiefbau, im Städtebau- und Siedlungswesen, in der Baugeschichte sowie im heimat- und siedlungskundlichen Unterricht nachdrücklich empfohlen. Hierfür sind Bildreihen mit erläuterndem Text (z. B. Kleinsiedlungen und Wasserbauanlagen) zusammengestellt und an die Baugewerkschulen rundgesendet worden. Für den allgemeinen Unterricht sind Zusammenstellungen gefertigt (baugeschichtliche Entwicklung von Berlin, 112 Bilder; Dörfer und Städte in Schlesien, 75 Bilder), die auf Wunsch Schulen leihweise zur Verfügung gestellt werden. Demselben Zweck dienen Verleihmappen (10 bis 20 Bilder mit Text), von denen z. Z. sechs fertiggestellt sind, vornehmlich heimatkundlichen Inhalts.

Die Ausstellung zeigte, daß durch stetige, rührige Arbeit im Luftbildwesen ein neues Tätigkeitsgebiet entstanden ist, das heute bereits wirtschaftliche Werte gezeitigt hat. Eine Fortentwicklung — auch zum Nutzen des gesamten Luftfahrtwesens — ist mit Sicherheit anzunehmen.

V. Protokoll

über die geschäftliche Sitzung der XII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung am 7. Oktober 1923, in der Technischen Hochschule Berlin, vorm. 9[30] Uhr.

Vorsitz: Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte.

Tagesordnung:

a) Bericht des Vorstandes (Geschäftsbericht, Rechnungslegung usw.),
b) Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates,
c) Wahl der Rechnungsprüfer,
d) Beitragsregelung,
e) Zuwahl in den Vorstandsrat,
f) Wahl des Ortes für die OMV 1924,
g) Verschiedenes.

Vorsitzender: Ich eröffne die heutige geschäftliche Sitzung der XII. Ordentlichen Mitgliederversammlung und erkläre sie für beschlußfähig.

Bericht des Vorstandes.

Vorsitzender: Unser Ehrenvorsitzender, Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, ist leider an der Teilnahme der diesjährigen Tagung verhindert. Der Vorstandsrat schlägt vor, an Seine Königliche Hoheit folgendes Telegramm abzusenden:

»Königliche Hoheit Heinrich Prinz von Preußen, Hemmelmark Kiel.

Ihrem Ehrenvorsitzenden sendet Tagung ergebenste Grüße.

Der Vorsitzende: Schütte«.

Ist die Versammlung mit der Absendung des Telegramms einverstanden? (Starker Beifall.) Aus Ihrem starken Beifall entnehme ich Ihr Einverständnis. Ich danke Ihnen.

Leider haben wir im verflossenen Geschäftsjahr wieder den Tod dreier Mitglieder zu beklagen, und zwar der Herren L. O. H. Biermann, Geh. Komm.-Rat v. Wacker, Prof. Hans Goldschmidt. Ich glaube in Ihrem Sinne zu handeln, wenn ich Sie bitte, sich von den Sitzen zu erheben, um diese Toten zu ehren. (Geschieht.) Ich danke Ihnen.

Mitgliederstand.

Die Mitgliederzahl beträgt heute 751 Mitglieder, trotzdem 35 Austritte und 3 Todesfälle zu verzeichnen sind. Wir haben in diesem Jahre demnach 139 Neuaufnahmen.

Unseren Vorstandsratsmitgliedern, Herrn Major a. D. v. Parseval und Herrn Dr. Gradenwitz, wurden zu ihrem 60. Geburtstage die Glückwünsche unserer Gesellschaft überbracht.

Ich selbst erhielt zu meinem 50. Geburtstage durch die WGL eine Adressentafel überreicht. Ich möchte Ihnen hierfür noch an dieser Stelle meinen ganz besonderen Dank aussprechen.

Rechnungslegung.

Die Herren Prof. Berson und Pat.-Anw. Fehlert haben die Rechnung geprüft und richtig befunden. Die nachstehende Bilanz per 31. Dezember 1922 gibt ein Bild von dem Vermögen der WGL bis zum Abschluß des vorigen Jahres:

Bilanz am 31. Dezember 1922.

Aktiva		
Kassenbestand am 31. 12. 21:		
Segelflug	M. 50000,—	
bar	» 23108,08	M. 73108,08
Effektenbestand am 31. 12. 22:		
180000 Reichsanl. z. K. v. 77,50		». 139500,—
Zinseinnahmen		» 13716,45
Mitgliederbeiträge		» 220326,63
Spenden in bar		» 532902,—
Spenden in Effekten:		
77000 Reichsanl. z. K. 80,75		» 62177,50
Zuschüsse zur Ordentl. Mitgl.-Vers.		» 61837,69
Segelflug-Konto		» 365100,—
Konto Rich. Carl Schmidt & Co.		» 10190,50
		M. 1478858,85

Passiva		
Beihefte und ZFM		M. 222878,30
Gehälter		» 397407,70
Büromiete		» 30270,10
Büro-Utensilien		» 50217,60
Kosten f. Flugtechn. Sprechabende		» 20124,15
Reisespesen		» 12091,—
Handlungsunkosten		» 5336,94
Saldo: M. 740533,06.		
Kassenbestand lt. Kassabuch: M. 538855,56.		
Davon für uns verfügbares Guthaben	M. 51727,37	
Konto Ordentl. Mitgl. Versamml.	» 61837,69	
» Rich. Carl Schmidt & Co.	» 10100,50	
» Segelflug	»415100,—	
		» 538855,56
Effekten:		
Bestand v. Jahr 1921	»139500,—	
Bestand v. Jahr 1922	» 62177,50	» 201677,50
		M. 1478858,85

Obige Bilanz habe ich an Hand der Bücher und Belege geprüft und für richtig befunden.

Berlin, 15. März 1923. gez. K. Horstmann, Bücherrevisorin.

Nach den Büchern und Belegen geprüft und richtig befunden.

Berlin, den 5. Mai 1923. gez. A. Berson, gez. C. Fehlert.

Der Schatzmeister:
gez. Wagenführ.

Für die Richtigkeit der Abschrift:
Der Geschäftsführer: gez. Krupp.

Wir haben nun versucht, im Laufe des Jahres 1923 unsere Bilanz einigermaßen in Ordnung zu bringen. Durch die dauernde Markentwertung befand sich die WGL im Frühjahr dieses Jahres in einer derartigen Lage, daß bei der am 11. Mai 1923 einberufenen Vorstandsratssitzung beschlossen wurde, ein Wohltätigkeitsfest zugunsten unserer Gesellschaft am 1. Juni zu veranstalten, um durch den Reinertrag die WGL vorläufig über Wasser zu halten. Das Wohltätigkeitsfest wurde am 1. Juni in den Räumen des Flugverbandhauses abgehalten, eingeleitet durch eine Ansprache unseres Vorsitzenden. Daran schlossen sich verschiedene Vorträge von berühmten Künstlerinnen und Künstlern, die sich freiwillig der guten Sache zur Verfügung gestellt hatten. Gleichzeitig waren an verschiedene Firmen usw. Briefe gerichtet worden mit der Bitte um Spenden für eine Tombola, die auch reichlich beschickt worden war. Der Reinertrag des Abends betrug ca. 10 Millionen. Dieser Betrag wurde sofort wertbeständig angelegt. Außerdem wurden der WGL von den Luftverkehrsgesellschaften Junkers und Aero-Lloyd je 2½ Millionen als Unterstützung zugewiesen. Ferner wurde ein Rundschreiben an die Mitglieder abgesandt, und die Lage der Gesellschaft mitgeteilt und gebeten, eine einmalige freiwillige Stiftung von ca. 100000 M. zu machen. Auf dieses Rundschreiben hin sind insgesamt 10 Millionen eingegangen, die ebenfalls sofort wertbeständig angelegt worden sind. Ferner sind verschiedene Stiftungen eingegangen, die mit den vorgenannten Summen vereint, den Stamm ergaben, aus dem die WGL bis jetzt ihr Fortkommen gefristet hat, so daß momentan der Kassenbestand der WGL sich aus folgenden wertbeständigen Papieren zusammensetzt:

25 alte Mitteldeutsche Kreditbank-Aktien,
6 Deutsch-Atlantische Telegraphen-Aktien,
1 Pommersche Zucker-Aktie.

Wie Sie aus der Rechnungslegung von 1922 ersehen, ist an Gehältern die Summe von M. 397407,70 für das ganze Jahr 1922 gezahlt worden. Es steht also dieser Betrag in keinem Verhältnis für die geleistete Arbeit. Der Markentwertung entsprechend sind die Gehälter ungefähr weitergezahlt worden, so daß die Angestellten der WGL unter den üblichen Sätzen der Tarife bezahlt werden. Einen ungefähren Überblick über die stille Arbeit der Geschäftsstelle mit den Mitgliedern kann man schon allein aus dem Briefbuch gewinnen. Ein- und Ausgänge im Jahre 1922 ca. 7000, im Jahre 1923 (bis Ende September) ca. 8500, demnach schon bis 1. X. 23 eine bedeutende Steigerung.

Die Anforderungen, die von seiten der Mitglieder an die Geschäftsstelle gestellt werden, sind nicht zu unterschätzen. Es ist versucht worden, allen Bitten und Wünschen der betreffenden Mitglieder der WGL gerecht zu werden, nicht allein in Fragen der Wissenschaft und Praxis der Luftfahrt, sondern auch, wenn es sich um Besorgung von Stellungen für die einzelnen Mitglieder handelte, so daß wir auch in dieser Beziehung vielen Mitgliedern neue Existenzmöglichkeiten bieten konnten. Über die weiteren Leistungen der Gesellschaft den Mitgliedern gegenüber wäre noch die Lieferung des Jahrbuches sowie unserer Zeitschriften zu verzeichnen, die späterhin noch näher beleuchtet werden sollen.

Im Gegensatz hierzu ist die Unterstützung der Mitglieder an die WGL folgendermaßen gewesen:

für das Jahr 1922:

	ordentliche Mitglieder	außerordentliche Mitglieder
	M. 80,— bzw. 40,—	M. 240,—
	» 200,— » 50,—	» 400,—

für das Jahr 1923:

	ordentliche Mitglieder	außerordentliche Mitglieder
1. Quartal	M. 1000,— bzw. 500,—	M. 7000 bzw. 2000
2. »	» 3000,— » 1500	» 15000 » 6000
3. »	» 10000,— » 5000,—	» 50000 » 25000

Es haben ihre Beiträge von ca. 700 Mitgliedern rund die Hälfte bezahlt. Die andere Hälfte der Mitglieder hat erst ihre Beiträge nachträglich eingezahlt, nachdem die Markentwertung so vorgeschritten war, daß sie überhaupt keine Unterstützung mehr für uns sein konnte. Um das Weiterbestehen der WGL zu sichern, müssen vollkommene Beitragsänderungen stattfinden. Wir kommen später darauf zurück.

Prof. Berson: Herr Fehlert und ich haben die Bücher recht eingehend in der üblichen Weise geprüft. Die Bücher sind in Ordnung befunden, und wir beantragen die Entlastung des Vorstandes und des Geschäftsführers.

Vorsitzender: Hat jemand gegen die Entlastung etwas vorzubringen? — Es geschieht nicht. Ich stelle also die Entlastung des Vorstandes fest und spreche der Versammlung den Dank des Vorstandes aus.

Neuwahl der Rechnungsprüfer.

Der Vorsitzende: Wir können den Herren Professor Berson und Pat.-Anw. Fehlert nur wiederum unsern Dank aussprechen, und sie gleichzeitig bitten, dieses Amt auch für das nächste Jahr wieder annehmen zu wollen. Ist die Versammlung damit einverstanden? (Zustimmung.)

Prof. Berson: Ich danke Ihnen für die Wiederwahl. Ich nehme sie an, und ich kann Ihnen für den abwesenden Herrn Fehlert mitteilen, daß auch dieser die Wahl annimmt.

Tätigkeit der Kommissionen.

Vorsitzender: Auf der letzten Jahresversammlung in Bremen wurde beschlossen, daß es dem Vorstand überlassen bleibt, den diesjährigen Tagungsort selbst zu bestimmen. Wegen der kolossalen Markentwertung und auch wegen der inneren Zustände in Deutschland hat der Vorstand beschlossen, die Tagung im Oktober in Berlin stattfinden zu lassen, vor allen Dingen auch aus dem Grunde, weil die meisten Mitglieder in und um Berlin ihren Wohnsitz haben. Ein besonderer Ausschuß für die Tagung in Berlin ist nicht zusammengesetzt worden. Die ganzen Vorbereitungen sind direkt von der Geschäftsstelle der WGL aus gemacht worden.

Ganz besonderer Dank wäre im Namen der Gesellschaft der Technischen Hochschule, Berlin, für das liebenswürdige Zur-Verfügung-Stellen des Saales und der anderen Räume, sowie dem Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller und dem Aero-Club von Deutschland auszusprechen. Außerdem ganz besonderen Dank den Siemens-Schuckert-Werken für die liebenswürdige Einladung zur Besichtigung des Block- und Dynamowerkes.

Major a. D. v. Tschudi: Die **Technischen Wörterbücher**, die von Herrn Schlomann im Verlage von R. Oldenbourg herausgegeben werden, und wohl jedermann bekannt sind, werden jetzt neu bearbeitet. Besonders die Luftfahrt war bisher nur in geringem Umfange vertreten. Die Leitung der Sammlung der Wörter für diesen Band habe ich übernommen. Seit Anfang dieses Jahres sind eine ganze Menge Wortzettel bereits ausgefüllt worden. Die Sammlung geschieht etwas anders, als es bei den andern Wörterbüchern geschah, da nicht nur die deutschen Worte, sondern womöglich gleich die Ausdrücke in den fünf anderen Sprachen gesammelt werden. Die Arbeit geht so anscheinend etwas langsamer vorwärts, dafür aber um so gründlicher. Es ist auch bereits mit der Sammlung der Zeichnungen begonnen worden. In dieser Beziehung wird sich das Buch von früher sehr unterscheiden. Die Bilder werden wesentlich größer werden. Dadurch ergibt sich, daß das neue Format für das Buch ebenfalls größer wird. Sobald die Zettel einer Gruppe ausgefüllt sind, sollen sie zur Kontrolle in die anderen Sprachgebiete gebracht werden. Einige Gebiete sind bereits soweit abgeschlossen; jedoch wird die Arbeit noch eine geraume Zeit in Anspruch nehmen.

Vorsitzender: Über den **Segelflug** werden Ihnen Herr Professor Hoff und unser Geschäftsführer, Herr Hptm. a. D. Krupp, eingehend berichten.

Prof. Hoff: Als oberste Sportbehörde wurde unter Mitwirkung der WGL die Segelflug-Gesellschaft gegründet. Im Aufsichtsrat der Gesellschaft sind mehrere Mitglieder der WGL. Die Vorbereitungen zu den diesjährigen Wettbewerben sind unter Aufsicht der Segelflug-Gesellschaft erfolgt. — Die erste Veranstaltung dieses Jahres, die leider in zu kurzer Frist in die Wege geleitet wurde, war der »Erste Deutsche Küsten-Segelflug« in Rossitten. Die Kurische Nehrung eignet sich sehr gut für Segelflüge. Nur wenige Flugzeuge haben teilgenommen, und diese wenigen waren nicht geeignet, um den Sonderheiten des dortigen Geländes gerecht zu werden.

Im vergangenen Jahre hatten wir es aufgegeben, die Zeit als ein besonderes Ziel zu setzen; dafür waren als Preise Entfernungs- und Höhenflüge ausgeschrieben. — Die Ergebnisse in der Rhön aus diesem Jahre setze ich als bekannt voraus. Eine besonders schöne Leistung wurde nach der Rhön erzielt: Botsch flog auf »Konsul« 19 km. — Leider ist es nicht gelungen, dem Prinzip des dynamischen Segelfluges näher zu kommen. Die drückenden Verhältnisse, die auf Deutschland lasten, haben es auch nicht ermöglicht, eine Forschungsstelle auszurüsten.

In Berlin arbeitet die WGL in einer »Berliner Arbeitsgemeinschaft für den motorlosen Flug«, zusammen mit dem Aero-Club von Deutschland, Berliner Verein für Luftschiffahrt, Berliner Segelflug-Verein, Brandenburgischen Flugsport-Verein und der Akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Berlin. Diese Arbeitsgemeinschaft hatte am 16. September diese

Jahres in Rhinow, auf dem Gelände, wo Lilienthal schon seine Versuche ausführte, eine Segelflugveranstaltung.

Da mit dem motorlosen Flugzeug nur beschränkt in der Erforschung des Segelfluges vorwärts zu kommen ist, unterstützt die Kommission der WGL die Interessen, die auf ein Segelflugzeug mit Hilfsmotor ausgerüstet sind. Solche Hilfsmotoren gibt es noch nicht. Die WGL hat sich bereit erklärt, in Arbeiten für Schaffung eines Hilfsmotors einzutreten und die Richtlinien zu seinem Bau herauszugeben.

Für das kommende Jahr liegen wieder wesentliche Aufgaben für den Segelflug vor. Es ist wieder dringend erwünscht — und ich schlage vor, daß die WGL diese Aufgaben wieder unterstützt.

Die Technische Hochschule, Wien, hat verschiedene Segelflugzeugbesitzer gebeten, an der »Ersten Österreichischen Segelflugwoche« bei Wien teilzunehmen. Die Wiener hatten Gelegenheit genommen, während des Wettbewerbes in der Rhön ihre Pläne auseinanderzusetzen. Es bestehen bei der Segelflug-Gesellschaft keine Bedenken, an der Wiener Unternehmung teilzunehmen. Wer endgültig nach Wien reisen wird, ist noch nicht bekannt; nur so viel, daß die Berliner Fliegergruppe der Technischen Hochschule eingeladen wurde.

Hptm. a. D. Krupp: Die WGL hat verschiedene Preisausschreiben für den Segelflug herausgebracht, zum Teil im Zusammenarbeiten mit dem Aero-Club von Deutschland. Deshalb habe ich als Geschäftsführer der WGL ein Buch über sämtliche Ausschreiben herausgegeben, dem ein Vorwort, das die Gründung, Zweck und Ziele der Segelflug-Gesellschaft enthält, beigegeben ist.

Am 30. August 1923 fand die Einweihung der »Fliegergedenkstätte« auf der Rhön statt. Die WGL war durch ihren Vorsitzenden und mich, als Geschäftsführer, vertreten.

Außerdem wurde die Segelflug-Propaganda von der WGL in der Art unterstützt, daß ich im ganzen Deutschen Reich 12 Vorträge gehalten habe. Auch war ich während der ganzen Zeit meines Urlaubs in der Rhön anwesend und in der Oberleitung tätig.

Prof. Reißner: Über die Tätigkeit des **„Ausschuß für konstruktive Fragen“** ist zu berichten, daß der Ausschuß zweimal getagt hat, einmal im April und einmal im Mai. Es sind besondere, von verschiedenen Herren des Ausschusses gestellte Aufgaben beraten worden, die, wenn sie ihre letzte Fassung bekommen haben, als Preisaufgabe für Ingenieure und Studierende bekanntgegeben werden sollen. Leider konnten die Arbeiten seit Mai dieses Jahres nicht mehr gefördert werden, da die Hochschulferien eingesetzt haben. Die letzte Redaktion steht auch noch aus. Ich möchte daher vorläufig nichts Näheres über die in Aussicht genommenen Aufgaben berichten. Der Ausschuß besteht aus folgenden Mitgliedern: Prof. Baumann, Direktor Dorner, Direktor Dornier, Prof. Hoff, Prof. Junkers, Dr. Lachmann, Prof. v. Parseval, Dr. Rohrbach, Dr. Seehase.

Baeumker: Zusammen mit dem »Ring der Flieger« ist ein **„Archiv für allgemeine Vorträge“** angelegt worden. Der allgemeine Teil wird von mir ausgeführt, der technische Teil soll im Zusammenarbeiten der WGL mit den in Frage kommenden Lehrstühlen der Technischen Hochschulen fertiggestellt werden. Der erste Teil ist im Aufbau begriffen. Eine Reihe allgemeiner Vorträge mit Zeitungsausschnitten und vor allen Dingen eine Menge Diapositivmaterial liegen in der WGL bereit und stehen zur Verfügung. Der weitere Aufbau ist schwieriger, in Anbetracht der ungeheuren Kosten. Seinerzeit wurden erhebliche Stiftungen gemacht, damit die Sache überhaupt so weit gefördert werden konnte. Es würde sich heute um sehr große Summen handeln. Immerhin wird versucht werden, durch das Zusammengehen mit dem »Ring der Flieger« dieses Archiv weiter auszubauen und auf dem Wege über seine Verbindungen die Mittel hierfür zu schaffen. — Der zweite Teil, der technisch-wissenschaftliche Teil, bedarf der Förderung durch die Hochschullehrer aus ihren Kreisen. Ich werde weiteres in dieser Richtung in die Wege leiten, wenn die Zeit hierfür gekommen ist.

Prof. Berson: Der **„Navigierungsausschuß“** hat sich zwei Aufgaben gestellt. Die eine ist die Förderung der literarischen Niederschriften über alles, was auf dem Gebiete der Luftfahrzeugnavigierung bisher geleistet worden ist. Das Material wurde in einzelne Referate geteilt, und zwar in sieben Punkte. Die Herren haben die Arbeiten seit längerer Zeit übernommen und zum Teil auch schon fertiggestellt. — Das zweite ist: Womöglich den Bau von Instrumenten zu fördern und alte Instrumente zu verbessern. Es hat sich herausgestellt, daß drei Punkte besonders wichtig sind: 1. Ein Instrument zur Bestimmung eines Punktes auf der Erde bei Unsichtbarkeit von Himmel und Erde, 2. die Drucklegung von Tafeln behufs Bestimmung des astronomischen Punktes, 3. eine weitgehende Verbesserung des Selenkompasses.

Es handelt sich zunächst um Geld für die beiden ersten Punkte. Es schien allerdings, daß wir Mittel vom Reiche bekommen könnten. Durch die ungemeine Geldentwertung ist es aber unmöglich geworden, derartige Summen zu erhalten. Wir mußten uns deshalb außerhalb Deutschlands umsehen. Die Sache steht augenblicklich so: Die Drucklegung der Arbeiten hängt von der Weiterführung der ZFM ab. Für die zweite Aufgabe hat sich eine Seite gefunden, die den Bau des Instrumentes zur Bestimmung eines Punktes bei unsichtbarer Erde und unsichtbarem Himmel ermöglichen wird.

Prof. Everling: Im **„Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen (AEF)“** war die WGL auch im Berichtsjahr vertreten durch die Herren:

Prof. Everling, Prof. Pröll, Dr. Rohrbach, und Prof. Weber, von denen der letztgenannte an den mühevollen Ausschußarbeiten zur Aufstellung neuer Bezeichnungen und deren Erläuterung rege mitwirkte. Mit Rücksicht auf die wirtschaftliche Lage der Vereine wurde die Geschäftsordnung des AEF vereinfacht und die mündlichen Verhandlungen eingeschränkt. Doch wurde eine Reihe von Entwürfen bearbeitet, wie aus der laufenden Berichterstattung in der ZFM zu ersehen ist. Ein engeres Zusammenarbeiten mit dem »Normenausschuß der Deutschen Industrie (NDI)« wird vorbereitet, um den Wünschen der Technik, bei der Vereinheitlichung mehr berücksichtigt zu werden, entgegenzukommen.

Das **„Technisch-Wissenschaftliche Vortragswesen (TWV)“** und die **„Technisch-Wissenschaftliche Lehrmittelzentrale (TWL)“** haben, vor allem nach dem Tod ihres Schöpfers, Dr.-Ing. Oscar Lasche, unter der Not der Zeiten sehr zu leiden.

Das TWV, in dessen Vorstand die WGL durch mich vertreten wird, ist durch Beschluß seines Kuratoriums wegen Mangels an Mitteln suspendiert; die Geschäftsstelle ist eingegangen; einzelne Arbeiten werden ehrenamtlich weitergeführt.

Die TWL, die auch der Luftfahrttechnik eine Reihe guter Lichtbilder nach den Richtlinien von Lasche beschert hat, mußte ihren Betrieb stark einschränken, hofft aber, bei verständnisvoller Förderung von einigen Stellen aus Ersparnissen und eigenen Einnahmen, z. B. durch Bearbeitung von Werbematerial, weiter bestehen zu können. In Luftfahrtangelegenheiten wird die TWL, die von Herrn Hochschulprofessor G. v. Hanffstengel geleitet wird, ständig beraten von den Herren Baeumker, Regierungsbaumeister Dr. Ewald, Professor Pröll und mir.

Der **„Ausschuß für Hochschulfragen“** aus den Herren:

Geh. Reg. Rat Müller-Breslau,
Professor Pröll,
Professor Everling,

der sich seinerzeit nach Ausarbeitung einer Denkschrift über den Luftfahrtunterricht an den Hochschulen aufgelöst hatte, wurde auf der Vorstandsratssitzung vom 11. Mai 1923 wieder ins Leben gerufen, um auf meinen Antrag die Frage: **„Luftfahrt im Dienste der Technik“** zu bearbeiten und sich hierfür durch Zuwahl zu ergänzen. Er besteht z. Zt. als **Ausschuß „Luftfahrt und Technik“** aus folgenden Herren:

Prof. Pröll (Obmann),
Prof. Baumann,
Direktor Dorner,
Prof. Hoff,
Prof. Junkers,
Obering. König,
Geheimrat Müller-Breslau,
Dipl.-Ing. Naatz,
Professor Prandtl,
Dr. Rohrbach,
Dr. Rumpler,
Prof. Schlink,
Dr. Seehase,
Prof. Everling (Schriftführer).

Dieser Ausschuß soll die Aufgaben, die Luftfahrterfahrungen für die gesamte Technik dienstbar zu machen, nach der unterrichtlichen wie nach der industriellen Seite bearbeiten.

Inzwischen habe ich gemeinsam mit dem Schriftleiter der ZFM, Herrn Hptm. a. D. Krupp, ein **Sonderheft „Leichtbau“** vorbereitet; ein weiteres über **„Strömungstechnik“** soll folgen. Diese Hefte sind zur Werbung in der interessierten Industrie geeignet.

Ich vermittle ferner den Zusammenhang mit gleichartigen Bestrebungen des Berliner Bezirksvereins Deutscher Ingenieure, die ich als Mitglied von dessen Technischem Ausschuß angeregt habe.

Der **„Sonderausschuß zur Pflege der Luftfahrt im Schulunterricht“** hat in einzelnen Ausschüssen weitergearbeitet. Zurzeit

wird das Material von Herrn Geheimrat Professor Hahn, dem Leiter der Staatlichen Hauptstelle für den Naturwissenschaftlichen Unterricht beim Preußischen Ministerium für Wissenschaft, Kunst und Volksbildung, zusammengestellt. Es soll dann den Beteiligten und auch der WGL-Geschäftsstelle zugehen. Vertreter der WGL im Sonderausschuß sind:

A. Baeumker,
Prof. Baumann,
Mar.-Baurat Engberding,
Prof. Everling,
Prof. Fuchs,
Prof. Junkers,
Hauptm. a. D. Krupp,
Geheimrat Müller-Breslau,
Prof. Pröll,
Oberstlt. a. D. Siegert.

Der **„Ausschuß für graphisches Rechenverfahren“** im Ausschuß für wirtschaftliche Fertigung (AWF) beim Reichskuratorium für Wirtschaftlichkeit in Industrie und Handwerk (RKW) tagt durchschnittlich einmal im Monat und hat die Nomographie, das Rechentafelwesen, bereits wirksam gefördert. Die WGL ist in dem Ausschuß durch mich vertreten.

Vorsitzender: Die Berichte über die Tätigkeit der einzelnen Kommissionen sind beendet. Ich danke nochmals im Namen der Versammlung den Mitgliedern der verschiedenen Kommissionen für ihre sehr rege Mitarbeit; denn gerade diese Tätigkeitsgebiete haben nicht zuletzt der WGL neue Mitglieder geworben.

Bericht über Zeitschrift und Beihefte.

Vorsitzender: Ich erteile hierzu Herrn Hptm. a. D. Krupp das Wort.

Hauptm. a. D. Krupp: Im Jahre 1922 haben wir ein »Rhön-Segelflug-Sonderheft« und im Jahre 1923 ein »Meßgeräte-Sonderheft« der ZFM herausgegeben. Die ZFM ist im Jahre 1923 bereits von 24 auf 12 Hefte verringert worden. Die Lage der ZFM ist eine recht traurige. Infolge ungeheuer gestiegener Kosten war es nur mit großer Mühe möglich, die Zeitschrift herauszugeben. So mußte das September- und auch das Oktoberheft bereits ausfallen, da die Mittel von der WGL nicht mehr aufzubringen waren.

Was die **Beihefte** anbetrifft, so haben wir im Jahre 1923 Beiheft 10 herausgebracht als Jahrbuch der WGL über die XI. Ordentliche Mitgliederversammlung in Bremen.

Sitzungen des Vorstandsrates.

Diese fanden statt am 15. Dezember 1922, am 11. Mai 1923 und am 5. Oktober 1923, außerdem recht zahlreiche Besprechungen des Vorstandes mit der Geschäftsführung.

Flugtechnische Sprechabende.

Seit der Ordentlichen Mitgliederversammlung in Bremen fanden folgende Sprechabende unter großer Beteiligung statt:

27. Oktober 1922: Prof. Schlink über »Die Erfahrung des diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerbes« mit Lichtbildern und Film. Anschließend gemeinsames Abendessen.

10. November 1922:
 1. Ing. H. Wenke über »Konstruktion eines neuen Verkehrsflugzeuges« mit Lichtbildern.
 2. E. Meyer über »Persönliche Eindrücke beim englischen Segelflug-Wettbewerb«.

15. Dezember 1922:
 1. Dipl.-Ing. Naatz über »Luftkräfte am Luftschiff«. I. Teil. Mit Lichtbildern.
 2. Prof. Krell über »Die Physik des motorlosen Fluges«. Mit Lichtbildern.

12. Januar 1923: Dipl.-Ing. Naatz über »Luftkräfte am Luftschiff.« II. Teil. Mit Lichtbildern.

9. Februar 1923: Dr.-Ing. Schaffran über »Systematische Luftpropellerversuche«. Mit Lichtbildern.

9. März 1923: Schieferstein über »Mechanisch schwingende abgestimmte Systeme in der Flugtechnik«. Mit Lichtbildern und praktischen Vorführungen.

13. April 1923: Dr.-Ing. Lachmann über »Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln.« Mit Lichtbildern.

11. Mai 1923:
 1. Obering. König über »Die Bedeutung systematischer Luftschraubenversuche (von Dr. Schaffran) für die Praxis.« Mit Lichtbildern.
 2. Dr. Th. Meyer über »Technisch-Wissenschaftliches Vortragswesen«.

Arbeit mit anderen Vereinen.

Mit dem **„Deutschen Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine“** besteht ein reger Gedankenaustausch. Es werden alle Mitteilungen der WGL in dem Mittwochblatt der VDI-Nachrichten veröffentlicht. — Wie Sie wissen, ist mit dem **„Deutschen Luftfahrt-Verband“** eine Arbeitsgemeinschaft gegründet worden, und als Vertreter der WGL war zur diesjährigen Tagung des Luftfahrt-Verbandes in Dresden unser Geschäftsführer entsandt worden.

Vorsitzender: Ich darf Sie nunmehr bitten, die Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates aussprechen zu wollen. Wenn jemand gegen die Geschäftsführung Bedenken hegt, so bitte ich, diese aussprechen zu wollen. Es geschieht nicht. — Ich danke Ihnen für das Vertrauen. Wir werden uns bemühen, auch weiterhin die WGL in Ihrem Sinne zu führen.

Zuwahl in den Vorstandsrat.

Es ist im Vorstandsrat eine Stelle frei; diese ist in der Vorstandsratssitzung im Mai vorläufig durch Herrn Dr.-Ing. Rohrbach besetzt worden. Wir bitten um Ihr Einverständnis, daß Herr Dr.-Ing. Rohrbach zugewählt wird. Außerdem schlagen wir Ihnen noch Herrn Dr. Caspar und Herrn Boykow als Vorstandsratsmitglieder vor, die in den Vorstandsrat einrücken, sobald zwei Stellen frei werden.

Sollten Bedenken dagegen entstehen, so bitte ich Sie, sich dazu zu äußern. — Es geschieht nicht. — Dann stelle ich also fest, daß die drei Herren in den Vorstandsrat gewählt sind.

Erhöhung der Mitgliederbeiträge.

Vorsitzender: Ich erteile hierzu Herrn Justizrat Hahn das Wort.

Justizrat Dr. Hahn: Über die Beitragserhöhung hat sich der Vorstandsrat in seiner letzten Sitzung eingehend ausgesprochen. Wir hatten in Bremen beschlossen, die Beiträge der ordentlichen Mitglieder auf M. 300 bzw. 100 und die der lebenslänglichen auf M. 5000 zu erhöhen. Nach Ansicht des Vorstandsrates ist es unmöglich, die Beiträge auf eine feste Form zu setzen. Nach Durchprüfung des Etats schlagen wir Ihnen folgendes vor:

1. eine einmalige Umlage für ordentliche Mitglieder von . . . . 1,— Goldmark
2. eine einmalige Umlage für außerordentliche Mitglieder von . . . . 3,— »
3. ein monatlicher Beitrag für ordentliche Mitglieder von . . . . 0,50 »
4. ein monatlicher Beitrag für außerordentliche Mitglieder von . . . . 1,50 »

Die Beiträge der Mitglieder unter 30 Jahren können ermäßigt werden.

Weiterhin beantrage ich, dem Vorstand die Ermächtigung zu geben, die Beiträge vom 1. Januar 1924 ab selbständig festzusetzen. Dieses ist auch in den Satzungen dahingehend zu ändern. Der Vorstand wird natürlich die Beiträge erst nach Anhörung des Vorstandsrates und so niedrig wie möglich bemessen. — Die lebenslänglichen Mitglieder sollen von Umlagen nicht befreit werden.

Vorsitzender: Wünscht hierzu jemand das Wort? — Ich stelle somit fest, daß der Antrag einstimmig angenommen wurde. Demnach sind die §§ 7, 8 und 11 der Satzung wie folgt zu ändern:

§ 7.

Sämtliche Mitgliederbeiträge werden vom Vorstand verbindlich festgesetzt.

Ordentlichen Mitgliedern, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, ist gestattet, ein Drittel des Jahresbeitrages der für die ordentlichen Mitglieder, die das 30. Lebensjahr vollendet haben, festgesetzt ist, als Beitrag zu zahlen. Der Beitrag ist vor dem 1. Januar des Geschäftsjahres zu entrichten. Mitglieder, die im Laufe des Jahres eintreten, zahlen den vollen Betrag innerhalb eines Monats nach der Aufnahme. Erfolgt die Beitragszahlung nicht in der vorgeschriebenen Zeit, so wird sie durch Postauftrag oder Postnachnahme auf Kosten der Säumigen eingezogen.

Mitglieder, die im Ausland ihren Wohnsitz haben, zahlen den Beitrag nach Vereinbarung mit der Geschäftsstelle.

Der Vorstand wird ermächtigt, den Beitrag auf Antrag in Ausnahmefällen bis auf $\frac{1}{3}$ des ordentlichen Beitrages zu ermäßigen.

§ 8.

Ordentliche Mitglieder können durch eine einmalige Zahlung einer Summe, die vom Vorstand festgesetzt wird, lebenslängliche Mitglieder werden. Diese sind von der Zahlung der Jahresbeiträge, aber nicht erforderlich werdender Umlagen befreit.

§ 11.

Der Beitrag der außerordentlichen Mitglieder, welcher ein Vielfaches des Beitrages der ordentlichen Mitglieder beträgt, wird in gleicher Weise wie der der ordentlichen Mitglieder festgesetzt und entrichtet (vgl. § 7).

Sie können ebenfalls durch eine einmalige Zahlung der in gleicher Weise festgesetzten Summe auf 30 Jahre Mitglied werden.

Für außerordentliche Mitglieder, die ihren Sitz im Ausland haben, gelten in bezug auf die Höhe des Beitrages gleichfalls die Vorschriften des § 7, Abs. 3.

Der Vorstand ist berechtigt, auf Antrag in Annahmefällen den Beitrag der außerordentlichen Mitglieder bis auf den 1½fachen Betrag der ordentlichen Mitglieder herabzusetzen.

Wahl des Ortes für die OMV 1924.

Vorsitzender: In der vorgestrigen Sitzung des Vorstandsrates wurde beschlossen, Ihnen den Vorschlag zu unterbreiten, daß die Wahl des Ortes für die nächste Ordentliche Mitgliederversammlung dem Vorstand überlassen bleibt. In der heutigen unsicheren Zeit können wir unmöglich jetzt schon etwas Bindendes sagen. — Widerspruch erhebt sich nicht. — Ich danke Ihnen für das Vertrauen, und wir werden uns die Angelegenheit reiflich überlegen.

Wird sonst noch das Wort zu dem geschäftlichen Teil gewünscht? — Es geschieht nicht. — Dann schließe ich die geschäftliche Sitzung.

VI. Ansprachen während des Festessens

im Flugverbandhaus Berlin, am 6. Oktober 1923.

Geheimrat Schütte: Meine hochverehrten Damen und Herren! Gestatten Sie mir, Sie namens der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt herzlichst willkommen zu heißen und Ihnen den Dank auszusprechen, daß Sie in dieser außerordentlich schweren Zeit uns in Ihrer Zuneigung und Gesinnung treugeblieben sind, was Sie durch Ihre Anwesenheit bezeugen.

Als Johann Gottlieb Fichte, Philosoph und Professor an der Berliner Universität, vor reichlich hundert Jahren seine Reden an die deutsche Nation in Form von Vorlesungen hielt, befand sich diese deutsche Nation in einem ähnlich zerrütteten Zustande wie heute. Aber sie unterschied sich doch ganz wesentlich von uns, indem ein tiefes Gefühl nach Einigkeit und Freiheit, getragen von heiliger, glühender Vaterlandsliebe sie durchdrang und die Deutschen damals von dem heutigen elenden Schiebertum, Devisenhandel und ausgeprägtem Materialismus kaum etwas wußten.

Unendlich viel Reden werden heute gehalten über unsere Zerrissenheit, über den Hader der politischen Parteien — heute ist die Partei alles —, über die unbedingte Notwendigkeit zur Einigung, über die Wiedererweckung des Nationalbewußtseins, über die Neubelebung des alten deutschen Geistes von 1848, 1866 und 1870, jenes Geistes, der letzten Endes zur Gründung des Deutschen Reiches geführt hat.

Was nützen aber alle diese Reden! Was nützt es uns, wenn wir jene Zeiten heraufbeschwören, wenn wir auf Fichte zurückgreifen und ihn zitieren, wenn wir uns an den Spruch am Sockel des Denkmals in Koblenz — »Niemals wird das Reich zerstöret, wenn ihr einig seid und treu« — erinnern.

Was nützt es uns, wenn wir bei jeder passenden und unpassenden Gelegenheit Deutschland, Deutschland über alles, wenn wir von Einigkeit und Recht und Freiheit singen, wenn wir keine Taten folgen lassen, uns nicht jeden Morgen und jeden Abend ins Gehirn hämmern: »Seid einig!«

Sind wir nicht wie ein tönendes Erz oder eine klingende Schelle, wenn wir der heißen Liebe zu unserem armen gequälten deutschen Vaterlande, zu unserer Heimat entbehren?

Am 30. August ds. Js. haben wir ein Fliegerdenkmal auf der Rhön ragendem Feld eingeweiht. Es trägt den Spruch:

Wir toten Flieger	Volk flieg Du wieder
Blieben Sieger	Und Du wirst Sieger
Durch uns allein.	Durch Dich allein.

Verehrte Damen und Herren! In dem Geiste dieser Denkmals-Inschrift soll und will die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt das Flugwesen Deutschlands fördern zum Wohle des Vaterlandes, und deshalb bitte ich Sie, mit mir anzustoßen und einzustimmen in den Ruf: Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, ihre Gäste und Gönner, sie leben hoch!

Ministerialdirektor Dr. Bredow: Meine Damen und Herren! Die Tagung der WGL fällt in eine schwere Not des Vaterlandes, in eine Not in politischer und wirtschaftlicher Beziehung. Die deutsche Luftfahrt ist in beiden Beziehungen, besonders auch in wirtschaftlicher Beziehung schwer betroffen. Die schwere Not des Vaterlandes kennzeichnete Ihr Herr Präsident. In Ihrer aller Sinne werde ich handeln, wenn auch ich in diesem Jahre die Luftfahrt zur Einigkeit mahne. Je größer die Einigkeit, um so mehr Schwierigkeiten können überwunden werden. Gerade schwere Zeiten erzeugen ernste Meinungsverschiedenheiten. Im sachlichen Interesse müssen sie geklärt und beseitigt werden. Mir ist sachliche Kritik stets willkommen, ebenso wie ich annehme, daß auch den Interessenten eine offene Kritik erwünscht ist. Der Vorzug der WGL ist es, daß sie bei Meinungsverschiedenheiten stets nur sachlich Stellung nimmt und so ihre Klärung wirksam fördert. Man muß sagen: Durch Kampf zum Sieg. Kampf ist hier: Die Meinungsverschiedenheiten müssen geklärt werden, ernst, aber mit dem Gedanken der Einigkeit.

Die WGL hat ein besonders feines Empfinden, nicht für technische und wissenschaftliche Fragen der deutschen Luftfahrt, sondern auch dafür, wenn irgendwo eine Lücke vorhanden ist. Ich danke der WGL, daß sie heute das Thema über die Motoren gebracht hat und ganz besonders Herrn Dipl.-Ing. Schwager für seine ausgezeichneten Ausführungen. Es ist ein wehes Gefühl, wenn tüchtige Fabriken Hervorragendes leisten, aber ihre Erzeugnisse nicht genügend verwerten können, weil deutsche Flugmotoren fehlen, die Fabriken vielmehr darauf angewiesen sind, ausländische Flugmotoren zu verwenden. Wenn diese Not geschildert wird, erscheint die Forderung von Herrn Dipl.-Ing. Schwager selbstverständlich, daß außer der Behörde alle Interessenten, wie es seinerzeit in Amerika geschehen ist, zusammenwirkend tätig sein müssen, um der heimischen Luftfahrt geeignete, im Inlande erzeugte Motoren zur Verfügung zu stellen.

Wenn meine Rede ernster geworden ist, als es sonst üblich war, so ist dies aus der Not der Zeit geschehen. Aber ich habe dafür Verständnis, in schwerer Not auch gemütlich beisammen zu sein. Daher danke auch ich der WGL für die Veranstaltung des heutigen Abends.

Unser ernstes Bestreben zur Einigkeit auch im Interesse der deutschen Luftfahrt bekunden wir in der Erneuerung des Schwurs der Treue zu unserem deutschen Vaterland: Das deutsche Vaterland hurra, hurra, hurra!

Stadtbaurat Dr.-Ing. Adler: In Vertretung des Herrn Oberbürgermeisters, der leider verhindert ist, selbst zu erscheinen, überbringe ich die Grüße der Stadt und die Wünsche, daß Ihre Tagung zur vollsten Zufriedenheit ausfällt. Auch wir verfolgen mit großem Interesse die Arbeiten der WGL und sind bestrebt, soweit es in unseren Kräften steht, mitzuhelfen und mitzuwirken an der Förderung des Flugwesens. Einen kleinen Schritt konnten wir dadurch tun, daß es uns nach größten Bemühungen gelungen ist, das Tempelhofer Feld für den Luftverkehr frei zu bekommen. Es waren die größten Schwierigkeiten zu überwinden. Die verschiedenen Stellen von Reich, Staat und Stadt waren sich nicht darüber einig, wem das Tempelhofer Feld zu gehören hätte und wie es zweckmäßig zu verteilen wäre. Wir haben uns einfach kurz entschlossen und über alle Schwierigkeiten hinweg mit den Fluggesellschaften, Junkers und Aero-Lloyd, einen Vertrag geschlossen, und wir können sagen, daß jetzt endgültig das Tempelhofer Feld für den Flugverkehr festgelegt ist.

Leider sind die Arbeiten zur Fertigstellung des Flughafens noch nicht zum Abschluß gekommen. Es ist daher nicht möglich, die Mitglieder der WGL, wie vorgesehen, an der Eröffnung teilnehmen zu lassen. Aber trotzdem möchte ich einem Wunsche und einer Hoffnung Ausdruck geben, daß vor allem die Mitglieder der WGL, die von weit her zu uns gekommen sind, das nächste Mal durch die Luft zu uns kommen und auf dem Tempelhofer Feld Berliner Boden betreten mögen.

In diesem Sinne will ich mein Glas erheben auf das Wohl der WGL und ihrer Gäste.

Direktor Kasinger: Bereits des öfteren habe ich Gelegenheit gehabt, die Glückwünsche der Industrie zu überbringen. Ich tue das auch heute mit dem größten Vergnügen. Gerade in dem letzten Jahre hat es Beweise gegeben, wie einig und treu Industrie und Wissenschaft zusammenhängen. Herr Geheimrat Schütte und Herr

Ministerialdirektor Bredow haben vorhin die Not der Zeit beleuchtet; uns ist diese Not nichts Neues mehr. Seit fünf Jahren leiden wir darunter. Aber gerade diese hat uns zusammengeschweißt; wir haben fest und treu zusammengehalten. Wie alte Soldaten wollen wir auch weiter zusammenhalten. Industrie und Wissenschaft, sie leben hoch, hoch, hoch!

Prof. Dr. E. Everling: Meine hochverehrten Damen und Herren! Der Auftrag des Herrn Vorsitzenden kommt mir etwas ungelegen, denn auf meinem Grammophon liegt heute die Platte »Wertung für Segelflüge«; soll ich etwa eine Wertungsformel für Damen aufstellen? Die meisten Frauen sagen ja: Ihr Männer könnt uns überhaupt nicht gerecht werten! Aber seien Sie unbesorgt, meine »technische Oberleitung« ist zur Stelle und hat das Wertungsverfahren genehmigt.

Was erscheint uns an den Frauen besonders schätzbar? Bei den schlechten Zeiten natürlich zunächst die Wirtschaftlichkeit, die Ökonomie. Ein Herr vom Wohnungsamt sagte mir, geringer Raumbedarf sei die beste Eigenschaft der Damen. Leichte Steuerbarkeit wäre sehr wertvoll, wenn wir Männer nicht so schlechte Piloten wären. Mancher gehorsame Ehemann, der gelegentlich zur Hilfeleistung beim Takeln und Verspannen zugezogen wird, schätzt besonders die rasche Auf- und Abrüstbarkeit, Schnellverschlüsse u. dgl. Auch rascher Start bei Ausflügen ist ein seltener Vorzug. — —

Aber das alles macht den wahren Wert der Frau nicht aus. Wir müssen auf die Aerodynamik zurückgreifen: kleiner Widerstand und hoher Auftrieb! Meine verehrten Damen, wir Männer haben in unserm Berufe so viel Widerstände und Ärgernisse zu bekämpfen, daß wir uns daheim gern und dankbar herausheben lassen aus all dem Schmutz der Tagesarbeit. Wir sind glücklich, wenn unsere Frauen, trotz ihres eignen schwierigen Berufes, so viel Auftrieb haben, daß sie alle Schicksalsböen zum Gewinnen von Höhe ausnutzen.

Meine Herren! Dieser Auftrieb soll uns gleich hier ohne Widerstand von unseren Sitzen erheben, auf daß wir bei deutschem Weine mit deutschem Sang die deutsche Treue zu deutschen Frauen preisen.

Unsere Damen, sie leben hoch! hoch! hoch!

VORTRÄGE DER XII. ORDENTLICHEN MITGLIEDER-VERSAMMLUNG

I. Wertung von Segelflügen.[1]

Vorgetragen von E. Everling.

Meine Damen und Herren! Politik ist die Kunst des Möglichen. Auch die sportlich-technische Wertungspolitik muß erreichbare Ziele setzen, erwünschte Zwecke fördern. Ziel und Zweck des Segelfluges lassen sich nach den Erfahrungen der letzten Wettbewerbe wohl festlegen.

Es ist gelungen, den Aufwind zum Verflachen des Gleitwinkels und zum Steigen auszunutzen, den Startort zu überhöhen, Rekorde für Flugdauer und Flugstrecke vorzulegen und zu verteidigen. Sollte das nicht dauernd gelingen, weil unsere Gegner sich in der ganzen uns verschlossenen Welt die längsten Dünenketten, die steilsten Gebirge, die stetigsten Windstrecken aussuchen können, so wenden wir Deutschen uns der technisch-kulturellen Weiterentwicklung auch beim Segelflug zu.

Die Ziele des Segelfluges und damit unserer Wertungspolitik sollen also technischen Fortschritt bringen. Zunächst ist der Windbereich zu vergrößern; auch bei schwacher Luftbewegung gilt es, vom Boden loszukommen und zu segeln. Das ist ein Gebiet, auf dem sich auch der Nachwuchs ungestraft betätigen kann — ein Fingerzeig für die Wertungspolitik: Schwachwindwettbewerbe, zugleich bessere Ausnutzung von Flauten bei kostspieligen Veranstaltungen!

Für das praktische Fliegen wichtiger ist die obere Grenze der Windstärke und Böigkeit, bei der man noch sicher starten, fliegen und landen kann. Hier ist Vorsicht bei den Ausschreibungen, Sorgfalt bei der Zulassung und selbständiges Anpassen der Sportleitung an die Wetterlage nötig.

Zu diesen segelsportlichen Zielen tritt der flugtechnische Zweck, auch den Motorflug zu fördern, bauliche Verbesserungen billig zu erproben, Flieger zu schulen und zu üben. Hier gilt es, die aerodynamische Güte, die Steuerfähigkeit und ihre Beherrschung durch den Flieger, aber auch Auf- und Abrüstbarkeit, Raumbedarf und andere Betriebseigenschaften zu werten.

Die wichtigste Aufgabe unserer Segelflugentwicklung ist aber der dynamische Flug, das Ausnutzen von Windschwankungen. Theoretisch ist er wohl möglich, praktisch aber, auch bei Flugtieren, noch keineswegs einwandfrei nachgewiesen. Hier hätte die Ausschreibung den Aufwind bewußt auszuschalten, durch eine Wertungsformel abzuziehen; dann könnte festgestellt werden, ob die Windschwankungen ausgenutzt wurden und in welchem Umfange, etwa welcher Bruchteil der Windschwankungsenergie. Das bedeutet aber vervollkommnete Meßtechnik und erweiterte Meßtätigkeit. Die mittlere Luftströmung in der Umgebung des Flugzeuges wäre durch Anschneiden von Fremdkörpern, z. B. Rauchballen, festzustellen und abzurechnen. Bloße Flüge über der Ebene oder dem Wasser genügen nicht als Nachweis dynamischen Segelns; denn Aufwind entsteht nicht nur an Hängen, auch unter frischen Wolken, über erhitztem Boden, an Flachküsten oder andern Stellen, wo die Bodenreibung sich ändert, sogar über Meereswellen und Schiffen.

Ebenso machen die Betrebungen, Segelflugzeuge mit Kleinmotoren auszurüsten, Schleppvorrichtungen und Segeldrachen eine Formelwertung nötig.

Will man den Auf- und Rückenwind, die Vortriebkräfte oder den Benzinverbrauch, ferner Luftdichte und Flächenbelastung gerecht berücksichtigen, so muß die Wertungstheorie helfen. Im Mutterlande der Flugmechanik geht es nicht an, mit Faustformeln ohne eigentlichen technischen Sinn zu arbeiten, wo vernünftige Wertungsverfahren einfach zu gewinnen sind.

Dabei sind zwei Gesichtspunkte zu unterscheiden: Raumwertung, flachster Gleitflug, und Zeitwertung, kleinste Sinkgeschwindigkeit. Jene betrachtet die Flughöhe abhängig von der abgewickelten Flugbahnfußkurve, diese abhängig von der Flugzeit. Jene strebt nach großer Flugweite, Züchtung von Gleitflugzeugen, kommt also für den Sport und die etwaige praktische Verwendung des Segelns in Frage; diese verlangt Flugdauer und fördert die Flugzeuge mit Antrieb, der um so wirksamer ist, je geringer die Sinkgeschwindigkeit.

Flugmechanisch hängt die Raumwertungsziffer[1]) daher von der Gleitzahl $\varepsilon = \frac{c_w}{c_a}$, die Zeitwertungsziffer von der Flugzahl $\varkappa = \frac{c_w}{c_a^{1.5}}$ oder anschaulicher von der Sinkgeschwindigkeit

$$v_s = \varkappa \cdot v_I \text{ ab, wo } v_I = \sqrt{\frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F}}$$

die Einheitsgeschwindigkeit (für den Auftriebsbeiwert $c_a = 1$) bedeutet.

Gewertet wird nun die Verbesserung der wirklich erzielten Gleitwinkel oder Sinkgeschwindigkeiten (Höhenunterschied h zwischen Start- und Landestelle geteilt durch Flugstrecke l bzw. -Dauer t) gegen einen Normalwert $\bar{\varepsilon}$ bzw. $\bar{v}_0$, wobei die Motor-, Wind- usw. Einflüsse, soweit man sie für den jeweiligen Wettbewerbszweck berücksichtigen will, mit Größen gleicher Benennung (reine Zahl bzw. Geschwindigkeit) abzuziehen sind.

Die Raumwertziffer lautet also:

$$z = \bar{\varepsilon} + \frac{h}{l}\left(1 + \frac{w}{v}\right) - \frac{1}{v}(v_a + v_h);$$

und die Zeitwertziffer:

$$Z = \bar{v}_0 + \frac{h}{t} - (v_a + v_h);$$

dabei ist w die Rückenwindgeschwindigkeit, v_a der Aufwind, $v_h = 75\,\eta \frac{N}{G}$ die Hubgeschwindigkeit des Motors; die Bahngeschwindigkeit v ist durch Messung oder Rechnung für jedes Flugzeug oder mit einem Normalwert festzulegen. h ist als Höhengewinn positiv zu nehmen.

Will man statt der Vortriebsleistung die Treibkraft S einsetzen, etwa für ein Drachenseil oder eine Schlepptrosse, so schreibe man statt $\frac{v_h}{v}$ das Kräfteverhältnis $\frac{S}{G}$.

Ist statt des Motors der Betriebstoffvorrat B zu werten, so ist die Hubgeschwindigkeit zu streichen und der Höhengewinn h zu vermindern um $270 \cdot 10^3 \frac{\eta}{b} \cdot \frac{B}{G}$, nämlich mit dem Produkt aus Betriebstoffanteil am Fluggewicht $\frac{B}{G}$, Schraubenwirkungsgrad η und Brennhöhe $\frac{270 \cdot 10^3}{b}$, wo b der Betriebstoffverbrauch des Motors in kg/PSh, also $b/270 \cdot 10^3$ in m^{-1} ist; die Brennhöhe ist daher die Höhe, aus der 1 kg Betriebstoff fallen müßte, um

[1]) Die ausführlichen Rechnungen bringt ein besonderer Aufsatz: »Zur Mechanik des Segelfluges«, S. 41 bis 43.

[1]) Vom Standpunkt der Flugmechanik ist also z. B. die Wertungsformel für Entfernungen der Rhön-Ausschreibung 1923, vor allem bei Höhengewinn, nicht als gerechtes Maß der Segelgüte zu begründen.

mechanisch die gleiche Arbeit an der Kurbelwelle zu leisten, wie in Wirklichkeit durch den Verpuffungsvorgang. Wegen der Übertragung durch die Schraube ist die Brennhöhe mit η zu multiplizieren, und B kg Betriebstoff heben G kg Flugzeug auf das $\frac{B}{G}$ fache; um diesen Betrag ist der festgestellte Höhengewinn zu vermindern.

Bei diesem Wertungsverfahren ist freilich noch nicht beachtet, daß ein Flugzeug auch bei unveränderlichen Eigenschaften und Wetterverhältnissen nicht beliebig weit und lange geradlinig gleitet, weil die Ausdauer des Fliegers hinzutritt; und die soll meist neben seiner Geschicklichkeit gewertet werden. Da hilft folgende einfache Betrachtung: Ein Stein hat die Ausdauer Null, er fällt unter der Schwerebeschleunigung g in einer Parabel. Die geradlinige Flugbahn unserer beiden Wertungsformeln entspricht der Ausdauer ∞, der Schwere Null. Für den Menschen ist ein Mittelwert anzusetzen, etwa $q \cdot g$; einem Segler wird also gestattet, in der Zeit t um die Strecke $\frac{q \cdot g}{2} \cdot t^2 = \frac{q \cdot g}{2} \cdot \frac{l^2}{v^2}$ zu fallen; der gemessene Höhengewinn h in beiden Formeln ist also um diesen Betrag zu vergrößern.

So vermag die Flugmechanik durch ganz einfache Betrachtungen die Zusammenhänge zu liefern, nach denen man Segelflüge (wie Flüge allgemein) je nach ihrem Zweck gerecht werten kann. Vorgaben werden den sportliebenden Zuschauer fesseln, richtige Aufgaben dem Erbauer neue Wege bahnen, den Flieger zu neuen Leistungen anspornen. Denn der Segelflug, in Deutschland geboren, soll vor allem in Deutschland gedeihen!

II. Der Rhön-Segelflugwettbewerb 1923 in seiner technischen Auswertung.

Vorgetragen von Roland Eisenlohr, Karlsruhe.

Während die ersten Jahre der Segelflugwettbewerbe in der Rhön mehr sportlichen Charakter und den Zweck der Anregung zum Segelflugzeugbau hatten, sollte der Wettbewerb 1923 in noch stärkerem Maße als der vorjährige die Züchtung wissenschaftlich gut durchgearbeiteter Flugzeuge bezwecken. Man hatte daher den Wettbewerb in einen Vorwettbewerb, der dem Sportlichen und Anregenden Rechnung trug, und einen Hauptwettbewerb eingeteilt, in dem nur in aerodynamischer und technischer Hinsicht ganz ausgezeichnet durchgearbeitete Flugzeuge Aussicht auf Erfolg und Erreichung der geforderten Mindestleistungen hatten. Bei 97 Anmeldungen kamen von den etwa 60 zugelassenen Flugzeugen im besten Falle nur 12 bis 15 für die großen Preise in Betracht. Als Mindestleistungen waren verlangt: eine Entfernung von mindestens 20 km über Land und beim Höhenflug mindestens 350 m Höhe über dem Startpunkt. Konnte letztere Bedingung eher erreicht werden, wenn entsprechend starker Wind herrschte, so war die erste Bedingung recht schwierig.

Daß es während des Wettbewerbes überhaupt nicht gelang, diese Bedingungen zu erfüllen, lag lediglich an der Ungunst der Witterung. Der Höhenflug wäre von Hackmack am 30. August zweifellos leicht erreicht worden, wenn er ihn nicht bei 305 m schon abgebrochen hätte, in der Meinung, die Mindestleistung bereits überboten zu haben. Die anderen für den Höhenflug durchaus aussichtsreichen Maschinen (Darmstadt und Martens) waren an jenen Tagen, wo entsprechender Wind herrschte, durch Entfernungsflüge in Anspruch genommen.

Für den Überlandflug waren die Windverhältnisse während der 14 Tage des Hauptwettbewerbs niemals günstig. Es ist kein Zweifel, daß sowohl Martens wie »Konsul« (Darmstadt) die Entfernung zurückgelegt hätten bei entsprechendem Winde. Am 29. August erreichte »Konsul« (Darmstadt) 19 km Entfernung, wobei er nur durch das Eisenbahngelände und Sumpfgebiet, das eine Landung nicht zuließ, verhindert wurde, 20 km zu überschreiten. Auch Martens brachte es doch bei ganz schwachem Winde — 3 bis 4 m/s — schon auf 11,8 km. Die vorzügliche Segelfähigkeit beider Maschinen erwies sich am letzten Wettbewerbstag, wo sie bei noch schwächerem Winde etwa 7 km zurücklegten und wo Martens beim Zielflug auf 1400 m Distanz trotz Umwegflügen sein Flugzeug nicht frühzeitig genug auf den Boden bringen konnte und daher immer erst hinter dem Ziel landete. Später erreichte Martens 14 km Überlandflug.

Eine Reihe von Flugzeugen, auf die man große Erwartungen setzen durfte, gingen leider schon bei Vorversuchen oder beim Sturm am 30. August zu Bruch und schieden aus: »Der Dessauer«, Messerschmidt-Eindecker, »Vampyr«, Berlin, »Rheinland« u. a.

Bei den meisten Flugzeugen erwies sich die Seitensteuerung als zu wenig wirksam, ein Punkt, der mit dazu beitrug, daß keine Dauerflüge erzielt wurden, da die Flugzeuge sich nicht am Hang zu halten vermochten. Das Flugzeug mit dem sicherlich wirksamsten Seitenleitwerk, der Hübner-Schenk-Eindecker, kam leider über Vorversuche nicht hinaus.

Auch das Starten bei schwachem Winde bot noch große Schwierigkeiten und führte zu mehreren Brüchen (Harth, Drude, Hawa, Dresden u. a.).

Das Streben nach weitspannenden, wenig tiefen Flügelkonstruktionen kam stark zum Ausdruck. So hatte »Konsul« 19 m Spannweite bei nur 1,25 m Tiefe, also ein Seitenverhältnis 1:15; ebenso günstige Abmessungen zeigte Martens-»Strolch«.

In der Konstruktion der Flügel fällt auf, daß der prozentuale Anteil der flügelgesteuerten Flugzeuge gegenüber dem Stand des Vorjahres ziemlich zurückging. Mit Flügelsteuerung waren ausgerüstet: Berlin, Dresden-Eindecker, Harth-»Pilotus« und Messerschmidt-Eindecker sowie Darmstadt-»Geheimrat«. Außerdem folgende Flugzeuge, die es nicht zu nennenswerten Leistungen brachten und damit den Beweis von der Zuverlässigkeit ihrer Flügelsteuerung nicht lieferten: Hawa-»Spatz«, Braunschweig-Eindecker, Michael-Leipzig und Maykemper.

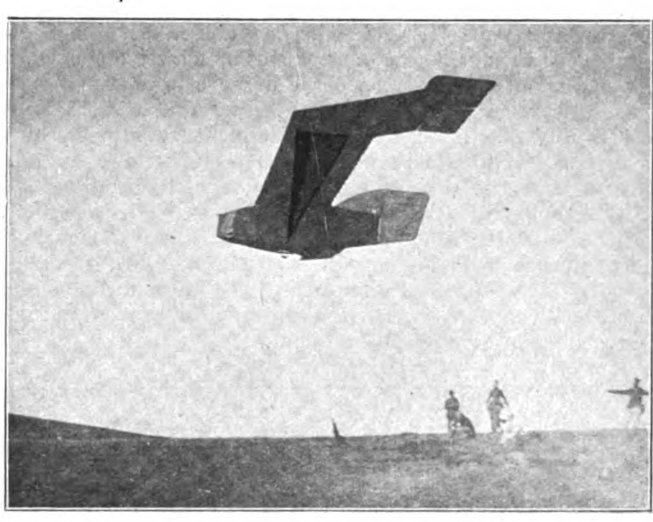


Abb. 1.

Der Berliner Eindecker »Charlotte« (Abb. 1), war das einzige schwanzlose, also rein flügelgesteuerte Flugzeug. Seine Flüge waren sehr schön, wenn auch in der Längsrichtung noch etwas labil. Zu einer ganz einwandfreien Erprobung der Seitensteuerung kam es leider nicht, da der Eindecker infolge schlechter Sicht beim Ausweichen vor einem Baume an einem anderen streifte und zu Boden gedrückt und zertrümmert wurde. Der schon vom Vorjahre her bekannte Eindecker war etwas umgebaut worden und zeigte außerordentlich interessante und geistreich durchkonstruierte Einzelteile der Steuerung. Die an jedem der zurückgezogenen Flügelenden angebrachten zweiteiligen Klappen dienten zur Höhen- und Quersteuerung, wobei ein Hebelarm von 1,8 m zur Verfügung stand. Durch Spreizen, das nur auf einem Flügelende erfolgte, wurde mit einem seitlichen Hebelarm von 6,3 m die Seitensteuerung bewirkt. Eine Verstärkung der Fangstiele zur Vermeidung von Flügeltorsion hat ihren Zweck erfüllt (Abb. 2).

Noch immer bildet die Flügeltorsion bei den leichtgebauten Segelflugzeugen eine große Gefahr. Die Gefahr steigert sich bei einholmig gebauten, freitragenden Flügeln, und weiterhin durch zu nahes Beisammenliegen der Flügelanschlußpunkte am Rumpf. Dem Punkt ist mehr Beachtung zu schenken. Diese Gefahr ist vielleicht mit dem Dessauer Eindecker verhängnisvoll gewesen, dessen Flügel stark in Schwingungen geriet, die der Einschaltung eines elastischen Puffers innerhalb der Flügelstützen wohl zuzuschreiben

und zweifellos zu weit begrenzt waren[1]). Martens hatte übrigens am Flügel seines »Strolch« durch Langlochausbildung am Anschlußpunkt der Flügelstreben ebenfalls bewußt mit Schwingungen gerechnet, wobei nicht einmal eine Federung vorgesehen war. Aber bei seinen an sich allerdings nur auf Biegung äußerst elastischen Flügelholmen war diese offenbar nicht erforderlich.

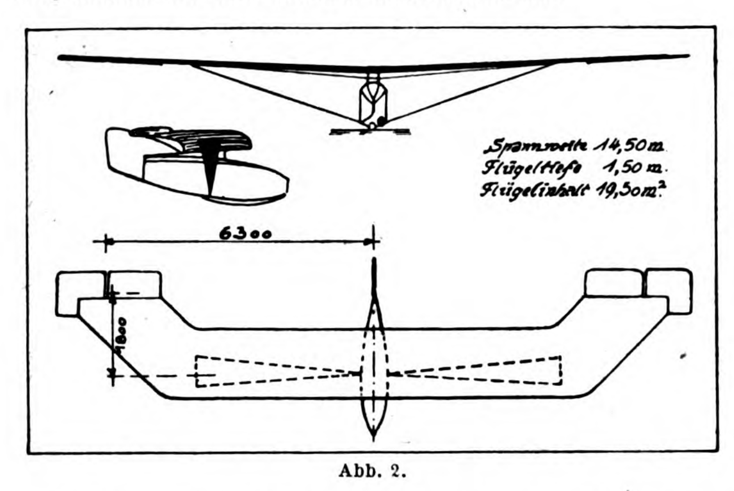


Abb. 2.

Die Lagerung des drehbaren Flügels bereitet noch Schwierigkeiten. So zeigte sich der an sich äußerst sorgsam und sauber gebaute Messerschmidt-Eindecker härteren Landungsstößen nicht gewachsen. Überhaupt sind allgemein die Flügel zu wenig auf die Beanspruchungen bei der Landung hin berechnet und gebaut, die oft wesentlich höher sind als die größten im Flug auftretenden Kräfte.

Merkwürdigerweise herrscht überhaupt über die Vielfache der Belastung als Grundlage zur Flügelberechnung ziemliche Unklarheit, wie wir bei der Abnahme der Flugzeuge feststellen konnten. Es wäre gut, wenn seitens der WGL, etwa durch die Versuchsanstalt in Adlershof, allgemein verständliche Richtlinien hierfür festgelegt und veröffentlicht würden. Das müßte aber recht bald geschehen. Dabei wäre auch anzugeben, ob bei der Berechnung des Flügelinhaltes die Querruder mitzurechnen sind oder nicht.

Wichtig ist der von Martens durchweg angeordnete Einbau von Kupplungshebeln in den Steuerzügen an den Trennungsstellen der Flügel (und der Steuerruder), die ein Lösen bzw. Nachspannen von Steuerzügen umgeht und zu rascher und stets richtiger Montage die Grundlage bildet.

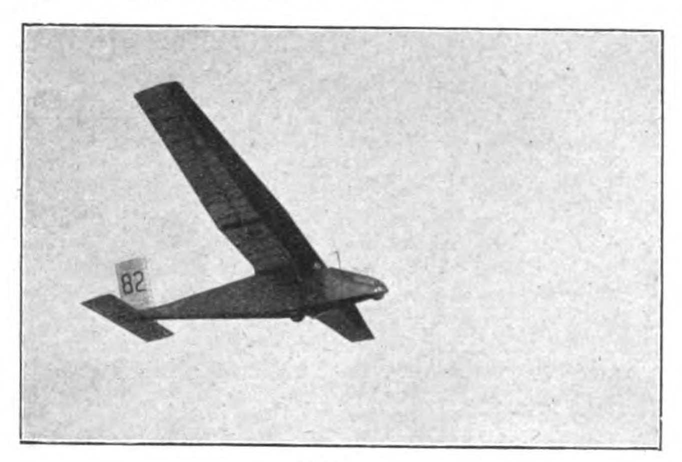


Abb. 3.

Nicht unerwähnt will ich hier lassen, daß das feuchte, nebelreiche Wetter während des diesjährigen Wettbewerbs bei einigen Flugzeugen starke Flügelverziehungen zur Folge hatte, die dann ihrerseits der Anlaß zu Mißerfolgen und Brüchen waren und dadurch das Gesamtergebnis des Wettbewerbs stark beeinträchtigten.

Die Querrudersteuerung kam wieder — im Gegensatz zum Vorjahre — mehr zur Verwendung, zweifellos infolge ihrer einfacheren Herstellung. Von Verwindungseinrichtungen ist die beim Messerschmidt-Eindecker S 14 sehr schön gelöst, wo um einen festen Holm die äußeren Rippen drehbar angeordnet sind und durch einen auf den Nasenholm wirkenden Hebel der Steuerung vorn gesenkt bzw. gehoben werden.

[1]) Die in der Luft erfolgten Flügelschwingungen und der dadurch erfolgte Bruch der Flügel im Fluge nach unten sind in dem von Herrn Krupp aufgenommenen Film einwandfrei erkennbar.

Ein im Fluge veränderliches Profil war nicht versucht worden. (Eine damit ausgerüstete Darmstädter Maschine wurde nicht fertig.) Der Eindecker »Picolo« besaß eine durch Handrad zu betätigende Verstellbarkeit des ganzen, um eine Achse drehbaren Flügels. Der Flügel war aber weiterhin noch in den Grenzen einer gefederten Lagerung selbsttätig etwas verstellbar.

Im allgemeinen boten die Flügelkonstruktionen wenig Anlaß zu Beanstandungen, mehr jedoch die Fangstiele, deren Beschläge oder Angriffspunkte an Flügel mehrfach zu schwach oder unrichtig am Rumpf angesetzt waren, so daß sie größeren Landungsstößen nicht standhielten. Diesen Beanstandungen konnte aber überall nachträglich noch Rechnung getragen werden.

Gerade unter Berücksichtigung der Landungsbeanspruchungen mußten an einer Reihe von Rümpfen Verstärkungen angebracht werden. Sowohl die Stiel- wie die Flügelanschlußbeschläge waren mehrfach unglücklich konstruiert. Sie gehören ja mit zu den überhaupt schwierigsten Konstruktionspunkten am Flugzeug. Recht glücklich erscheint da der Gedanke, der von Ksoll am »Galgenvogel« [ähnlich von Krüger »Schlägel und Eisen«, teilweise auch von Erfurt] verwirklicht wurde, den Flügel an einem Strahlrohraufbau zu befestigen, der Sitz, Steuerung und Kufe trägt (s. Abb. 7) und um den der Rumpf nur als Schale und als Schwanzträger herumgelegt ist. Vor allem, wenn dabei auch ein gefederter Sitz angeordnet wird, erscheint dieses System recht aussichtsreich. Den einzigen gefederten Sitz hatte Dresden-»Falke«. Dennoch waren bei dem

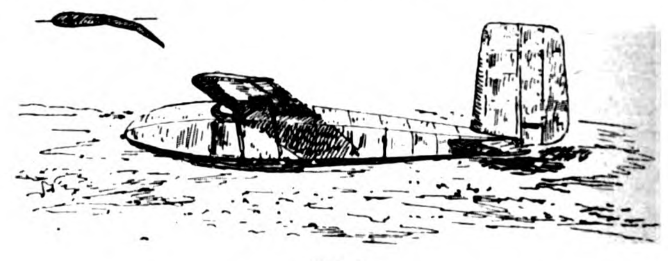


Abb. 4.

infolge seitlichen Abrutschens gleich nach dem Start erfolgten Aufschlag der Stahlrohrrahmen des Sitzes verbogen. Zweifellos hat aber die Federung stark dahin gewirkt, für die Person des Führers den Stoß zu vermindern. Die Sitzfederung sollte viel mehr verwendet werden.

Mehr als früher waren aus aerodynamischen und konstruktiven Gründen andre als hochrechteckige Rumpfquerschnitte versucht worden. Martens hat nahezu quadratischen Querschnitt verwendet, Dessau und Weltensegler sahen trapezförmigen vor, und zwar war beim ersteren die lange Seite oben, bei »Bremen« und »Nimm mich mit« unten. Sechseckig bildeten Darmstadt (»Margarete«) und Schenk-Hübner ihre Rümpfe aus. Bei letzterem ging der obere Holm über dem Führersitz durch, so daß in den beiden schrägen Oberseiten Fenster (s. Abb. 4) für Sicht des Fliegers, die dabei aber etwas beeinträchtigt wird, ausgeschnitten werden mußten. Neben dem ganz runden oder rundovalen Rumpf bei »Galgenvogel«, Espenlaub und Stuttgart fanden sich noch zwei Spitzovalrümpfe bei »Rheinland« und »Schlägel und Eisen«. Den wohl besten Mittelweg fand Darmstadt für »Konsul«, bei dem die schönen Rundungen der Seiten oben und unten unter sehr stumpfem Winkel auf Kantholmen zusammenliefen zu kaum merkbarer Spitzovalform im ganzen. Diese Bauart vereinigt gute Form, leichte Herstellung und hohe Festigkeit. Durchweg waren die Rümpfe dem Vorjahr gegenüber richtiger, besser und eleganter ausgeführt. Die meist an der Rumpfspitze befestigten Starthaken befriedigten nach Form und Festigkeit nicht alle, was zu großen Aufenthalten beim Starten infolge Abgleitens des Startseiles führte.

Von Wichtigkeit ist die Betrachtung der Höhe des Rumpfes vorn am Führersitz und seine Länge, da beides für die Seitensteuerung von höchster Bedeutung ist.

Zu kurz gebaute Rümpfe waren der Grund vieler enttäuschter Hoffnungen, da die Seitensteuerung zu wenig wirksam war und daher das Flugzeug nicht am Hang gehalten werden konnte. Gesteigert wurde der Nachteil durch Rümpfe, die vorn zu hoch und vor dem Führer zu lang waren und so Flächen boten, die im Kurven der Seitensteuerung entgegenwirkten. Hierunter hatten zu leiden insbesondere der sonst sehr sorgfältig durchkonstruierte »Kurpfalz« (Heidelberg), der Stuttgarter Eindecker nach seinem Umbau und

in geringerem Maße auch der »Dessauer«. So hatte Heidelberg (allerdings als Doppeldecker!) eine Rumpfhöhe von 1,65 m, »Konsul« nur 1,30 m und »Strolch« nur 1,20 m.

Diese Betrachtung lenkt unsere Blicke auf das Seitenleitwerk. Martens ist (Abb. 3) der einzige, der auf eine Kielflosse verzichtete! Die Größenbemessung des Seitenleitwerks soll bedingt sein durch Höhe des Rumpfvorderteils, Flügelspannweite und Rumpflänge (Hebelarm). Noch immer, trotz der entsprechenden Erfahrungen der beiden letzten Jahre, wird die Wirkung der Seitenruder überschätzt, zumal bei der geringen Geschwindigkeit und der verhältnismäßig großen Spannweite der Segelflugzeuge. Darin sind die Darmstädter vor allem vorbildlich und auch Baden-Baden; wie man sieht, gerade diejenigen, die die meiste Rhönerfahrung haben. (Beachte hierzu Liste 1). Den bedeutendsten Versuch in dieser Richtung zeigten Schenk-Hübner, die nicht nur das an sich größte Leitwerk von 3,15 m² hatten, sondern an diesem auch ein veränderliches Profil einführten. Dabei geht die Kielflosse ins Ruder über, das zweiteilig ist derart, daß die hintere Hälfte den doppelten Ausschlag der vorderen aufweist. Somit kann man das ganze Seitenleitwerk, das aus drei etwa gleichtiefen Streifen besteht, als ein sich gut wölbendes Profil auffassen, dessen Ausschlag im ersten Drittel = 0, im zweiten = ½ und im dritten = 1 ist, wodurch zweifellos eine starke Steuerwirkung erzielt wird.

Über die Höhensteuerung ist nicht viel zu sagen. Sie hat im allgemeinen überall ausgereicht. Das Weglassen einer Höhenflosse hat sich mehr und mehr eingebürgert (s. Liste 1). Eine eigentliche Erprobung des Höhenleitwerks fand ja nicht statt, ist auch vergleichsweise kaum möglich, da sogar für die Steigfähigkeit das Höhenleitwerk nur eine untergeordnete Rolle spielt. Für das Niedergehen und Landen reichten die Ruder immer aus. Interessanterweise gelang es am letzten Tage Martens nicht, seinen Eindecker schnell genug zu drücken. Trotz großer Umwegflüge konnte er nicht schnell genug auf das 1400 m entfernte Ziel zu sinken und schwebte immer darüber hinweg.

Auch die Quersteuerung durch Querruder erwies sich durchweg als ausreichend. Die Anlenkung der Querruder bietet immer die alten Schwierigkeiten bei der Überdeckung des entstehenden Schlitzes. Differentialquersteuerung nannte E. Meyer-Dresden seine Anordnung, bei der die Querruder einen größeren Ausschlag nach oben als nach unten zeigten, eine ebenso einfache wie sinnreiche Vorrichtung, die unnötigen Bremswiderstand erspart.

Komplikationen in der Gesamtsteueranordnung haben sich erneut als unzweckmäßig erwiesen. Es ist streng daran festzuhalten, möglichst nicht zwei Funktionen derselben Fläche aufzubürden. Nur die äußerst geschickt gelöste Steuerung des Berliner Eindeckers schien einigermaßen den Anforderungen zu entsprechen, wenn auch deren unbedingt sichere Steuerbarkeit in ungünstiger Lage, wo schnelle und starke Steuerwirkungen aller Art erforderlich sind, noch nicht erwiesen ist. Insbesondere die Seitensteuerung dürfte für den Fall der Not vielleicht nicht immer ausreichend sein.

Von einer Beurteilung der nach Lilienthalschen Prinzipien gebauten und nur mit den beiden Flügelhälften zu steuernden Maschine von Michael-Leipzig, muß ich absehen. In der vorgeführten Form ist jedenfalls eine zuverlässige Steuerung absolut unmöglich, da Seiten-, Höhen- und Quersteuerung sowohl durch denselben Hebel als auch nur mit dem gleichen, nämlich dem äußeren Flügelteil bewirkt werden konnten. Es waren also bestenfalls nur zwei Steuerwirkungen zugleich erreichbar. Die Maschine machte nur zwei bis drei Sprünge von 5 bis 10 m, ist also völlig unerprobt.

Um noch kurz auf die Kufen zu sprechen zu kommen, so fand die fast allein verwendete Mittelkufe recht gute Ausführungsformen. Ungefederte Kufen haben sich nicht bewährt, ziehen auch bei der Landung den ganzen Flugzeugaufbau zu stark in Mitleidenschaft. Doppelkufen in nicht zu großem Abstand voneinander haben ihre großen Vorteile gezeigt und sollten mehr verwendet werden. Als zweckmäßige Federung lassen sich Autopneus verwenden wie bei »Framat« u. a. Insbesondere bei Vereins-Schulflugzeugen, bei denen nicht immer so scharfe Kontrolle nach der Landung ausgeübt wird wie in der Rhön, sollte man Doppelkufen anwenden, da hierdurch eine Verminderung der Überbeanspruchungsgefahr des Flügelaufbaues erreicht wird, die beim Einkufensystem infolge des seitlichen Auflagerns beim Landen eine sehr große ist.

Das Rollballsystem der Hannoveraner, das auch Martens wieder bei seinem kleinen »Strolch« verwendete, ist hervorragend günstig. Nur beim Landen am Hang besteht die Gefahr des Abrollens, weshalb die Bälle gebremst sein sollten. Dasselbe gilt natürlich für Räder.

Noch kurz ein Wort über die Zerlegbarkeit der Flugzeuge, die m. E. für die Zukunft eigentlich vorgeschrieben sein müßte. Martens hat den Gewinn so vieler Preise mit der unglaublich einfachen und genialen Zerlegbarkeit seines Eindeckers zu verdanken, die zu den bedeutendsten technischen Erfolgen in der Rhön zu zählen ist. Bis bei Fernflügen sein Landungspunkt angeschnitten war, sah man ihn im Entfernungsmesser bereits neben seinem für den Rücktransport zerlegten »Strolch« stehen! Eine Stunde später war er startbereit schon wieder oben auf der Kuppe! Nicht nur der Transport sondern auch die Unterbringung wird für sein Flugzeug eine einfache Sache, und bei aufkommendem Unwetter kann er binnen zwei bis drei Minuten sein Flugzeug demselben durch Auseinandernehmen entziehen.

In dem Zusammenhang muß ich auch erwähnen, daß E. Meyer-Dresden seine Streben- und Flügelanschlüsse mit Flügelmuttern ausrüstet und so nach der Landung ohne Schraubenschlüssel schnell auseinandernehmen kann. Auch die Sicherung der Flügelmuttern ist viel einfacher als die Splintsicherung, die sehr zeitraubend ist.

Zum ersten Male flogen (abgesehen vom vorjährigen Fokker) Zweisitzerflugzeuge (Weltensegler und Darmstadt) mit gutem Erfolg und zeigten interessante Lösungen dieser Aufgabe.

Ehe ich zu der Beschreibung der wesentlichsten Flugzeuge übergehe — alle zu besprechen und in Abbildungen zu bringen, ist aus Raummangel nicht möglich —, sei es gestattet, noch einige Bemerkungen allgemeiner Natur aus den Erfahrungen der Rhön heraus zu machen.

Die Unterteilung des Wettbewerbs in Vor- und Hauptwettbewerb hat den gewünschten Erfolg, nicht zu viele Flugzeuge auf einmal zusammenzubekommen, nicht gehabt. Was von weniger guten Flugzeugen zum Vorwettbewerb nicht fertig wurde, flog unerprobt während des Hauptwettbewerbs, was zu starken Störungen im Betrieb Anlaß gab.

Bei den heutigen Transportkosten und den Riesensummen, die für Unterbringung von Flugzeugen und Mannschaften auf der Rhön erforderlich sind, ist es notwendig, den Wettbewerb auf nur taugliche Maschinen zu beschränken. Wir sollten für das nächste Jahr von jedem zu meldenden Flugzeug außer einer Bauabnahme durch WGL-Prüfer mindestens 20 Flüge von mehr als 500 m ohne größere Beschädigungen und mindestens einen halbstündigen Flug verlangen. Flugzeuge, die das in der Heimat nicht geleistet haben, dürfen nicht auf die Rhön kommen während des Wettbewerbs. Dafür soll jeder Halbstundenflug in der Heimat prämiiert werden, mit steigender Prämie für längere Flüge.

Die Prüfung seitens der WGL-Prüfer muß streng gehandhabt werden. Die für die Preiszuteilung erforderlichen Grundlagen an Zeichnungen, Photos und Baubeschrieb wurden fast von niemand vollständig geliefert, ein Zeichen, daß viel mehr aus dem Handgelenk, statt nach klaren Zeichnungen gearbeitet wird. Auf diese Bedingungen ist in Zukunft mehr zu achten und nach ihrer Erfüllung erst darf das Flugzeug zur Rhön zugelassen werden, wo es mindestens 14 Tage vor dem auf 14 Tage zu beschränkenden Wettbewerb flugfertig sein muß, um Windverhältnisse und Gelände durch Schulflüge vor dem Wettbewerb kennenzulernen. Für die bei Schulflügen geflogene Zeit wären dann auch Prämien auszusetzen. Nur auf diesem Wege erreichen wir, daß für den Wettbewerb aussichtsreiche und fertige Flugzeuge zur Verfügung stehen. Für die Schulflüge kann auch ein spezielles Schulflugzeug zugelassen werden, um die Wettbewerbsmaschine für den Entscheidungskampf aufzuheben. Aber dennoch muß diese 14 Tage vorher zur Stelle sein. Fünf Flüge von je fünf Minuten Dauer müssen vor dem Wettbewerb von jedem Führer ausgeführt sein, zwecks Zulassung.

Die von mir formulierten Bedingungen sind schwer, aber unbedingt erforderlich. Für das Zimmern, Leimen und Basteln an halbfertigen Maschinen in der Rhön, für das stundenlange Herumstehen flugunfähiger Maschinen am Startplatz, für das Beobachten und die Sicherung von Neulingsmaschinen haben wir während des Wettbewerbs weder Geld, noch Zeit und Personal. Dafür aber soll anderseits wieder möglichst lange Zeit im Jahre die Möglichkeit geboten sein, daß Flugzeuge in der Rhön Versuchsflüge unter Anwesenheit eines auf der Wasserkuppe sich gut auskennenden Fachmannes ausführen und die Mannschaften bei Selbstverpflegung Unterkommen finden können.

Das sind die Grundlagen für weitere Erfolge und gesunde Weiterentwicklung im deutschen Segelflug.

Wollen wir uns über die technischen Konstruktionsgrundlagen der verschiedenartigen Flugzeuge eine Vorstellung machen, so können wir nicht umhin, Gruppen zu bilden nach einheitlichen Gesichtspunkten, wie ich das schon in meinem Buch über motorlosen Flug

Liste I der Flugzeuge vom Rhönwettbewerb 1923.

(Flugzeuge, die schon 1922 in der Rhön waren, sind nicht aufgeführt.)

Melde-Nr.	Eigentümer, Ort, (Hersteller)	Name des Flugzeugs	Spannweite	Flügeltiefe	Länge gesamt	Höhe	Flügelinhalt	Leergewicht	Flügelbelastung	Höhen- flosse	Höhen- ruder	Seiten- flosse	Seiten- ruder	Hebelarm	Bemerkungen
			m	m	m	m	m²	kg	kg/m²	m²	m²	m²	m²	m	
1	Flugtechnischer Verein Dessau	»Der Dessauer«	12,6	1,23	5,7	1,35	15,5	115	10,6	0,95	1,50	0,44	1,30	3,40	Trapezförmiger Rumpfquerschnitt (breite Seite oben!), elastische Fangstiele
6	Wissenschaftl. Flugsportklub Heidelberg (Waggonfabrik Fuchs A.-G.)	»Kurpfalz-Sauzahn« (Doppeldecker)	14,0o. 9,0u.	0,80 0,45	4,9	1,65	15,0	120	12,0	—	—	0,60	0,63	2,60	Vorn sehr hoher Rumpf mit unten herauswachsendem Kiel. Beide Flügel freitragend. (Später wurde 1 Stiel wegen Durchbiegung eingezogen.)
11	Akademische Fliegergruppe Darmstadt (Bahnbedarf A.-G.)	»Consul«	**19,0**[1]	**1,1**	**6,5**	1,3	**20,0**	**160**	11,0	**2,00**	**3,20**	0,78	1,50	3,50	Verspannungsloser Flügel mit Querrudern. Spitzovaler Torpedorumpf. Sehr große Steuerflächen.
13	Desgl. (Akadem. Fliegergruppe)	»Margarete«	15,0	1,70	6,6	1,7	25,0	190	12,4	2,10	3,00	0,72	1,80	4,30	Zweisitzer mit Fangstielen.
16	Josef Ksoll Breslau	»Galgenvogel«	14,0	1,20	5,5	1,5	17,0	125	11,0	keine	2.00	0,60	0,70	4,00	Flügel in einem Stück. Runder Torpedorumpf als Schale, vorn Stahlrohrgestell-Einbau.
19	Akadem. Fliegergruppe der Technischen Hochschule Berlin (teilweise Sablatnig)	»Charlotte«	14,5	1,50	4,10	1,5	19,5	133	10,0	keine	4×0,65	1,00	Bremsklappen	1,80 f. Höh.-Steuer	Schwanzloser Eindecker mit Flügelsteuerung durch Klappen. (Hebelarm für Seitensteuerung 6,30 m seitlich)
30	G. Espenlaub Wasserkuppe	»E V.«	12,0	1,20	5,0	1,5	14,0	86	10,3	keine	2,20	0.45	0,70	3,40	Ovaler Tropfenrumpf mit Stoffbespannung.
50	Messerschmitt Bamberg	»Modell 1923«	14,0	1,35	5,4	1,35	17,5	105	9,6	keine	2,40	0,70	0,80	3,50	Flügelsteuerung. Elastische Rippen an den Flügelenden.
56	Technische Hochschule Aachen (Aachener Segelflugzeugbau)	»Rheinland«	12,7	1,25	5,60	1,25	15,0	102	12,0	keine	3.00	0,60	0,80	3,00	Fischförmiger Rumpf. Flügel Pfeilform nach vorn.
75	Flugtechnischer Verein Dresden	»Falke«	10,65	1,20	4,35	1,2	11,7	90	**12,8**	0,95	1,17	0,55	0,50	2,30	Eigenes Profil mit Druckpunkt bei 0,48 t. Flügel nur durch 1 Strebe abgefangen, stürzte gleich nach Start über links ab.
82	Prometheuswerke (Martens) Hannover	»Strolch«	14,0	1,00	5,0	**1,18**	14,0	**85**	10,7	keine	1,80	keine	0,60	3,30 (3,00)	Fahrgestell aus 3 Fußbällen; ist für 2 Kleinmotoren bestimmt.
85	Segelflugzeugwerke Baden-Baden	»Bremen«	13,0	1,30	5,0	1,6	17,0	130	11,1	keine	1,8	0,55	0,80	3,30	Trapezförmiger Rumpfquerschnitt, (breite Seite unten!) 2 Fangstiele.
89	Desgl.	»Nimm mich mit«	21,0	2,00	7,0	2,8	40,0	250	7,75	keine	4,0	0,80	1,28	4,60	Trapezförmiger Rumpfquerschnitt (breite Seite unten!) Zwei 3,5 m lange Fangstiele. — Zweisitzer. —
97	G. Schenk Roßlau (Anhalt) (Schenk & Hübner)	—	15,4	1,60	7,0	1,2	19,0	122	9,5	1,60	1,70	**1,40**	**1,75**	4,10 **4,70**	Sechseckiger Rumpfquerschnitt. Seitenruder mit veränderlichem Profil und großen Abmessungen.

[1]) Die Höchst- bezw. Mindestzahlen sind fett gedruckt, wobei Zweisitzer und Charlotte ihrer besonderen Abmessungen wegen unberücksichtigt sind

vor zwei Jahren, von der Rumpfform ausgehend[1]) versucht habe. Da wir heute weiter sehen und die Richtlinien sich mehr ausgeprägt haben, können wir, richtiger vom Flügelaufbau ausgehend, etwa folgende Muster aufstellen (Abb. 5):

Nr.	Muster:	Gruppe a	System	Gruppe b	System
I	Hannover	Vampyr		Greif	
II	Bremen	Edith		Roland	
III	Darmstadt	Geh. Rat		Konsul	
IV	Aachen	Pirol		Blaue Maus	
V	(Flügelgesteuert)	Bayern		Baden	
VI	Alle Flugzeuge andrer Bauart + Einzelausführungen. Dr. E 23				

Abb. 5.

A. Leitwerkgesteuerte Flugzeuge (mit starren Flügeln).

1. Muster Hannover: Über Rumpf und Führer durchgehender Flügel (meist dreiteilig) mit kurzen Stützen nach Rumpfoberkanten. Untergruppe a): eckiger Rumpf: »Vampyr«, »Strolch«, Dessau, »Teufelchen«, Gotha. Untergruppe b): runder oder ovaler Rumpf: »Greif«, »Galgenvogel«, »Rübezahl«.

[1]) Vgl. den nachträglich (1923) erschienenen Anhang zum Buch »Der motorlose Flug« (Verlag R. C. Schmidt & Co.) Seite 133.

2. Muster »Bremen«: Flügel wie oben (nur meist zweiteilig) aber mit langen Fangstielen von Rumpfunterkante aus: »Bremen«, »Edith«, »Margarete«, »Nimm mich mit«, »Falke«, Schenk-Hübner, Roland. (Untergruppen wie bei 1.)

3. Muster Darmstadt mit verspannungslosem Flügel (meist dreiteilig), sonst wie oben. Untergruppe a) mit eckigem Rumpf: »Geheimrat«[1]), Erfurt, »Framat«; Untergruppe b) mit rundem oder ovalem Rumpf: »Konsul«, Espenlaub V, »Schlägel und Eisen«.

4. Muster Aachen: Flügel am Rumpf angesetzt oder herauswachsend, Führer mit Kopf über dem Flügel: a) eckiger Rumpf: »Pirol-Roloff«; b) runder Rumpf: »Blaue Maus«, »Rheinland«, »Schwaben«.

B. Flugzeuge mit reiner Flügelsteuerung (in sich beweglichem Flügel).

5a) mit Schwanz. Muster »Bayern«: Messerschmidt, »Doris«, »Bayern«, Harth, Hirth.

5b) ohne Schwanz: Muster »Baden« Weltensegler, Berlin, Hawa-»Spatz«.

Eine Gruppierung weiter hinaus ist nicht möglich. Wir fassen alle anderen unter dem Namen Gruppe besonderer Bauarten

[1]) Da »Geheimrat« einen starren Flügel hat, rechne ich ihn nicht zu den rein flügelgesteuerten Maschinen, ähnlich »Teufelchen«-Berlin. Mit der Bezeichnung der Muster durch Namen folge ich einem netten, in der Rhön üblich gewordenen Gebrauch, bei dem die Namen den vorbildlichen Konstruktionen entsprechend gewählt sind.

Liste II der Flugzeuge vom Rhönwettbewerb 1923.

Melde-Nr.	Eigentümer, Ort (Hersteller)	Name	Spannweite m	Länge über alles m	Höhe m	Flügelinhalt m²	Bemerkungen
2	V. f. L. im Industriegebiet Essen (Ing. Gliemann und Wendt)	»Essen«	11,0	5,0	1,2	16,0	Kufe auf hohen Füßen
14	Karl Krüger, Mehlem (stud. ing. Novak)	»Schlägel u. Eisen«	13,0	5,5	1,2	16,0	Ovalrumpf
18	Technische Hochschule Berlin (L. F. G. Stralsund)	»Teufelchen«	11,5	5,0	1,3	13,7	Verwindung
20	E. Kehr, Geisa (Schumacher)	»Geisa«	12,2	5,5	1,3	17,0	Überzogener Stahlrohrrumpf mit Drahtverspannung
26	Weltensegler, Baden-Baden	»Hols der Teufel«	13,0	6,0	2,0	18,0	Offener Sitz über Kufe
34	Michael, Leipzig	(Hochdecker, Lilienthalprofil)	8,0	4,5	2,0	8,0	Getrennte Flügelsteuerung mit 2 Hebeln auch für Seitensteuer
38	Gothaer Gleit- und Segelflug-Verein	—	12,0	5,2	1,35	16,0	Offener Sitzgleiter ohne Rumpf; gefiedertes Profil
45	Roloff, Frankfurt a. M. (Deville)	»Pirolo«	14,0	6,0	1,2	28,0	Flügel im ganzen fest einstellbar
46	Segelflugzeugbau, Dresden (E. Meyer)	»M 27 Schoop«	12,0	5,4	1,8	18,0	Differentialquerruder, Fokkerabstrebung
54	V. f. Luftfahrt, Erfurt	—	12,0	6,1	1,6	22,0	Im Sturm tödlich abgestürzt. 150 kg Leergewicht
61	Technische Hochschule, Braunschweig	»S. B. 2«	8,4	5,7	1,95	18,0	Doppeldecker
72	Hannoversche Waggonfabrik (Hawa), Hannover	»Spatz«	8,0	4,0	1,5	11,0	Flügelsteuerung. Seitensteuer durch Flügelendklappen
75	Technische Hochschule, Dresden	»Falke«	10,65	4,35	1,2	11,7	Neues Profil mit Druckpunkt in 0,48 t
77	Berliner Segelflug-Verein (Drude)	»B. S. V. 6 E 3«	10,0	4,85	1,5	15,0	Offener Gitterrumpf
88	Weltensegler, Baden-Baden und Harth	»Harth-Pilotus«	12,0	3,75	1,1	15,0	Flügelsteuerung mit 2 Hebeln
92	Flugtechnischer Verein, Stuttgart	»Schwaben«	11,2	5,5	1,2	13,5	Ovalrumpf mit hohem Kiel (statt vorjährigem Kufengestell)

zusammen: Heidelberg-Doppeldecker, E. Mayer, Hols der Teufel, Drude, Maykemper usw.

Davon unberührt bleibt die Einteilung für Wertung bei Wettbewerben nach der Sinkgeschwindigkeit. Ob dieser Unterschied durch die Namen Gleit- oder Segelflugzeuge gekennzeichnet wird, mag dahingestellt bleiben, nachdem wir uns nun doch eigentlich darüber klar geworden sind, daß es ein »dynamisches« Segeln jedenfalls gar nicht (auch in der Natur nicht!) gibt und der Ausdruck »statisches Segeln« eigentlich ein Unding ist, da »statisches Segeln« kein Segeln, sondern reines Gleiten ist.

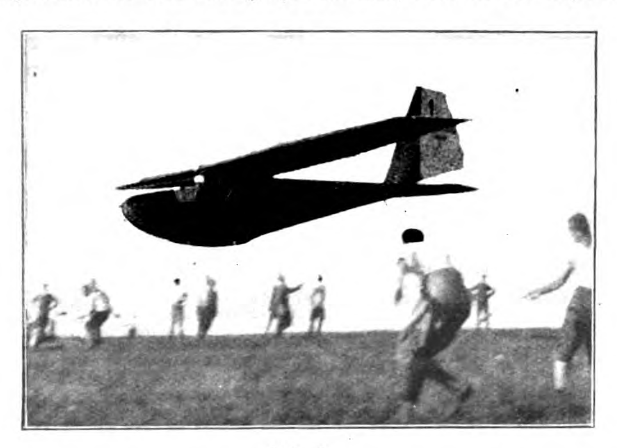


Abb. 6.

Die wichtigsten Ausmaße der interessanteren Flugzeuge sind auf den Listen I und II zusammengestellt. Im einzelnen ist folgendes zu bemerken:

Gruppe I: »Strolch«, von Martens konstruiert (Abb. 3), von den Prometheus-Werken in Hannover gebaut, ist ein verkleinerter und verfeinerter »Vampyr«. Der Rumpf hat rechteckigen Querschnitt von sparsamsten Abmessungen; Drei-Ball-Rolleinrichtung; Flügel dreiteilig mit schmalen, langen Querrudern; Keine Flossen; leicht zerlegbar. Zweifellos bestes Flugzeug des Wettbewerbs. Der einholmige Flügel mit Vorderteil aus Sperrholz als torsionsfester Balken ohne jede Nagelung unter Druck geleimt (Muster 1 a).

2. »Der Dessauer« des Flugtechnischen Vereins Dessau (Abb. 6). Flügel einholmig mit nur einer Strebe, in die ein Gummipuffer eingesetzt ist (stürzte infolge Schwingungserscheinungen im Fluge beim Landen ab). Schräg angesetzte, trapezförmige Querruder, schöner trapezförmiger Rumpf.

3. »Gotha« vom Gleit- und Segelflugverein Gotha, Flügel zweiholmig, dreiteilig.

4. Schenk-Hübner-Eindecker, Roßlau (Anhalt) (s. Abb. 4). Torpedoförmiger Sechskantrumpf; Einstieg durch seitliche Tür; Mittelholm oben geht über Führer durch; Flügel zweiteilig; innen 1,60 m, außen 0,80 m tief; sehr großes dreiteiliges Seitenruder mit Profiländerung (s. oben).

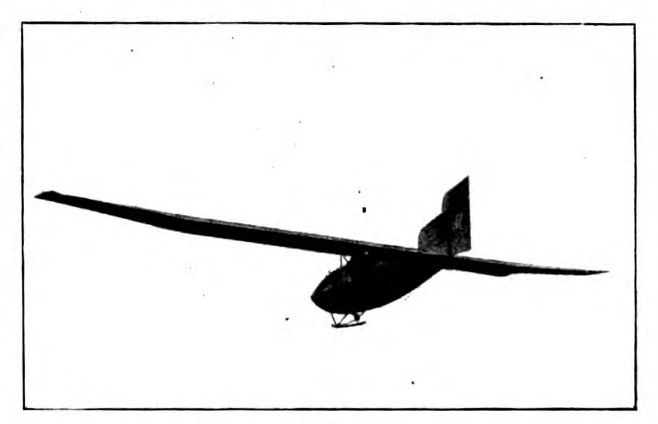


Abb. 7.

5. »Galgenvogel« von Ksoll in Schön-Ellgut (Schles.) (Abb. 7). Flügelanschluß, Sitz, Steuerung und Kufe an Stahlrohrgestell vereinigt. Torpedo-Rumpfschale bester Form; zweiholmiger Flügel ohne Tiefenverspannung bei 14 m Spannweite aus einem Stück. (War etwas vergrößert als Segelflugzeug »Rübezahl« mit 30 PS Haacke-Motor ausgerüstet und flog mit Fluggast $^3/_4$ h mit 95 km/h bei 600 kg Fluggewicht und 26 kg/m² Belastung in Schlesien).

6. »Teufelchen« der Akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Berlin, als Versuchsflugzeug gebaut, interessant durch seine Verwindung. Das 1,60 m lange Flügelende wird dadurch tordiert, daß die Endrippe auf einem drehbaren Stahlrohre sitzt. Durch Stoffbespannung und Nasenholm werden die fünf vorletzten Rippen von dem Flügelprofil aus zur Endrippe übergehend verstellt. Diese Rippen sitzen lose auf dem Stahlrohrholm. Der Stoff ist auf diese Breite nicht zelloniert.

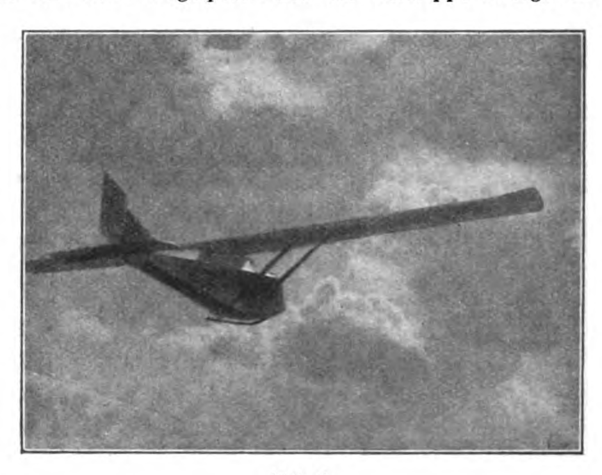


Abb. 8.

Gruppe II. 7. »Bremen« der Segelflugzeugwerke Baden-Baden (Abb. 8). Nur Vorderteil des hohen Rumpfes aus Sperrholz, hinten Stoffbezug. Seitenruder ziemlich klein, daher nicht wendig genug; bei starkem Wind schöne Flugeigenschaften. Etwas zu schwer gebaut. Kräftig konstruiert auf Landungsstöße.

8. »Nimm mich mit«, ebenfalls von Baden-Baden, von Lippisch und Stamer gebaut. Zweisitzer (Abb. 9) in vorzüglichem Aufbau und besten Flugeigenschaften; vergrößerte Bremen. Vorderholm 300 × 55 mm, Hinterholm 250 × 75 mm. Stiele 3,50 m lang. Rumpf nur vorn Sperrholz, trapezförmig derart, daß verlängerte Seitenwände nach oben eine Pyramide bilden. Größtes bisher gebautes motorloses Flugzeug! Abmessungen s. Liste 1.

9. »Falke« des Flugtechnischen Vereins, Dresden. Kleines Flugzeug mit neuem Profil, das hinten stark gewölbt ist, C_a max von 175 haben soll und kleine Druckpunktwanderung. Druckpunkt bei 0,48 t; zweiholmiger Flügel, der von nur einem Stiel abgefangen ist. Gute Kufenabfederung durch drei Blattfedern und eingeschaltete Gummipuffer. Sitz gefedert. Kleine Querruder und kurze Hebelarme für Leitwerk. Rutscht nach dem ersten Start über linken Flügel ab und wird zertrümmert.

10. »Margarete«, der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt, Konstrukteur Schatzky; zum Zweisitzer vergrößerte und verbesserte »Edith«, die ja bekannt ist. Beide Fangstiele gehen V-förmig von einem Anschlußpunkt am Rumpf aus (Abb. 10). Große Querruder schräg angesetzt; schöner Sperrholzrumpf.

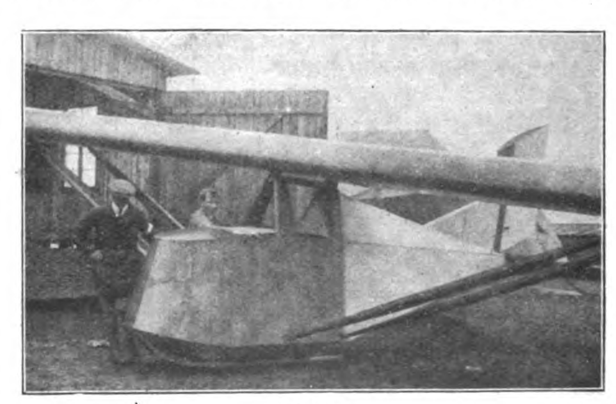


Abb. 9.

Gruppe III. 11. »Geheimrat« der akademischen Fliegergruppe Darmstadt, vom vorigen Jahr bekannt.

12. »Erfurt« des Erfurter Vereins für Luftfahrt (Abb. 11), eines der schwersten Flugzeuge im Wettbewerb mit 150 kg Leergewicht, hatte aber nur rd. 10 kg/m² Flächenbelastung. Flügel dreiteilig, verspannungslos. Flugeigenschaften schienen nicht schlecht zu sein. Die Ursachen des Absturzes sind nicht aufgeklärt.

Nach dem Befund durch Ing. Kromer scheint kein Flügelbruch stattgefunden zu haben, sondern das Flugzeug bog aus schneller Fahrt gegen den Wind und kam mit nun verminderter Geschwindigkeit in Leeseite des Windes, wo es abrutschte. Die Flügel lagen

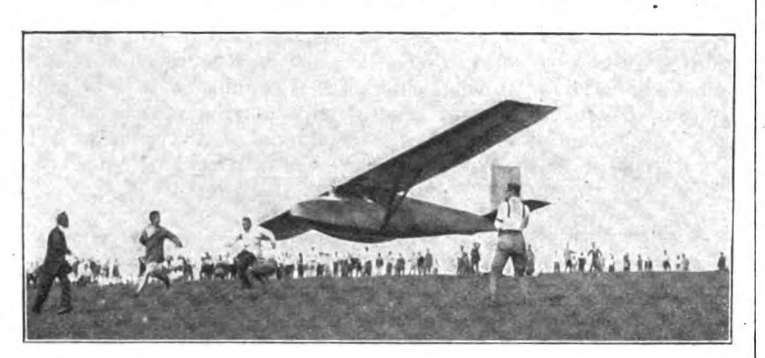


Abb. 10.

teils unter, teils am Flugzeug nach dem Absturz, können also kaum gebrochen gewesen sein. An den Anschlußbeschlägen der etwa 3 m langen Außenteile des Flügels waren die Schraubenköpfe durch das Beschlagblech durchgezogen. Ob das im Fluge oder erst beim Aufschlag herausriß, war nicht festzustellen. Es zeigte sich nach dem Sturz, daß die Holme nicht ganz den Anordnungen des WGL-Prüfers entsprechend verstärkt waren. Statt durchlaufender Sperrholzstege waren nur einzelne Sperrholzstöcke in Abständen aufgeleimt. Doch scheint der Holm nicht im Fluge gebrochen zu sein. Auf eine Konstruktionseigenheit möchte ich noch hinweisen, die mir bei der Abnahme nicht unbedingt einwandfrei erschien. Der

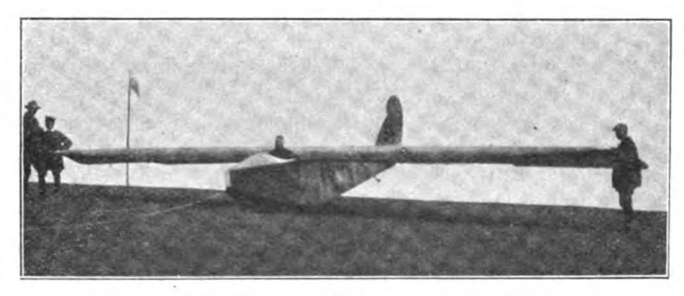


Abb. 11.

über dem Rumpf durchgehende Mittelflügel war mit starken Schellen an zwei Längsrohren im Rumpf befestigt, die in drei Spanten gelagert waren (Abb. 12). Um das Gleichgewicht zu regeln, konnte also der ganze Flügel in der Längsrichtung des Rumpfes bei Fertigmontage verschoben werden, eine sicher einfache und begrüßenswerte Lösung. Die Lager des Rohres hatten etwa 50 cm Abstand voneinander, und nun lagen die Anschlußschellen ungefähr gerade in der Mitte der Biegungslänge der Rohrstücke. Auf jedes Rohrstück von etwa 50 cm Länge wirkte also etwa $\frac{1}{4}$ der momentanen Flugbelastung auf Biegung! Vielleicht ist hierin mit eine Quelle für den Absturz zu suchen. Im allgemeinen war das Flugzeug recht solid gebaut und war einer Belastungsprobe unterzogen. Der Hauptgrund des Absturzes ist zweifellos in der ungeheuren Geschwindig-

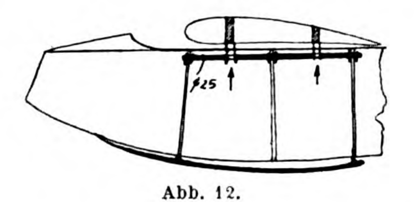


Abb. 12.

keit zu suchen, die das quer im Wind von 15 bis 16 m/s liegende Flugzeug hatte, ohne in der Lage zu sein, in den Wind rechtzeitig einzudrehen. Jedenfalls war also auch hier die Seitensteuerung zu unwirksam, was mit Veranlassung zum Absturz von Flieger Standfuß im Sturm am 30. August war.

13. »Framat« des Frankfurter Aeroklubs hatte bei 1,90 m Flügeltiefe ein 39 cm hohes Profil nach Göttingen Nr. 422. Seitlich hinter einer Kielflosse lagen zwei Seitenruder, die aber wohl zu eng nebeneinanderlagen. Der Vorteil von zwei Seitenrudern geht dabei verloren. Die 39 cm hohen leicht gebauten Rippen hatten sich infolge der Feuchtigkeit auf einer Flügelseite so stark verzogen, daß der Eindecker sofort nach dem Start in Linkskurve abrutschte und zu Bruch ging.

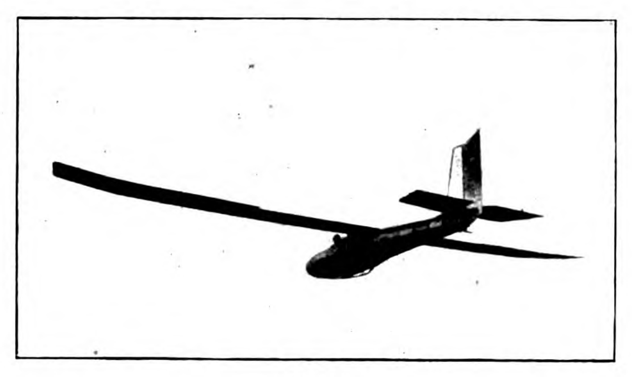


Abb. 13.

14. »Konsul« akademische Fliegergruppe und Bahnbedarf, Darmstadt (Abb. 13), wetteiferte mit dem »Strolch« von Martens an eleganter Bauausführung, Güte der Konstruktion und der Flugeigenschaften. Prachtvoller, schlanker, stumpfovaler Sperrholz-

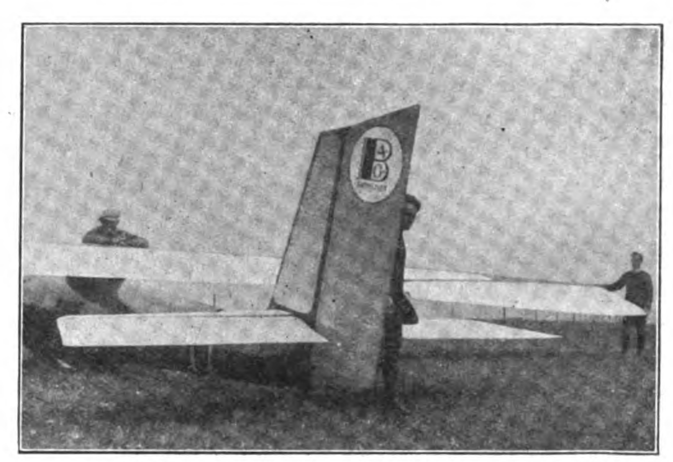


Abb. 14.

rumpf, der aber nur 23 cm breite Fläche für Einspannung des einholmigen 19 m spannenden Flügels besitzt. Querruder und Seitensteuerung sind miteinander in Verbindung gebracht. Der Rumpf-



Abb. 15. Aufgen. mit Zeiß-Tessar.

abschluß hinten geht ausgezeichnet in Kielflosse über. Sehr große Steuerruder (etwa 2 m hoch, s. Abb. 14), an langem Rumpf. Flügelaufbau sehr biegsam. Seitenverhältnis 1:15!

15. Espenlaub V zeigte schönen ovalen Rumpf über Dreiecksgitterkonstruktion, vorn Sperrholz, hinten Stoff. Flügel zweiteilig, Seitenleitwerk zu klein für die Flügelspannweite (Abb. 15).

16. »Schlägel und Eisen« von Krüger in Mehlem, hübscher Sperrholz-Tropfenrumpf, oval unten in Keil scharf zulaufend, als Schale über rechteckiger Stahlrohrgitterkonstruktion. Profil Göttingen 433. Konstruiert von stud. ing. Noack

Gruppe IV. 17. »Blaue Maus« der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen ist vom vorigen Jahr her bekannt.

18. »Rheinland«, ebenfalls Aachen, interessante Neukonstruktion Klemperers. Schöner ovaler Sperrholz-Tropfenrumpf läuft unten in pneumatisch gefederte Kufe aus. Flügel etwas Pfeil-

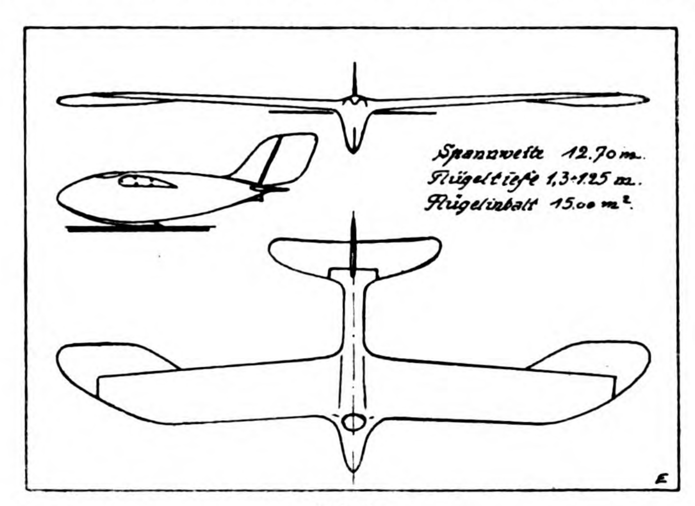


Abb. 16.

form nach vorn und leichte V-Form. Große Querruder taubenflügelartig nach hinten angesetzt (s. Abb. 16).

19. »Schwaben« des Flugtechnischen Vereins Stuttgart (Abb. 17) ist der vorjährige Eindecker von Brenner, mit etwas

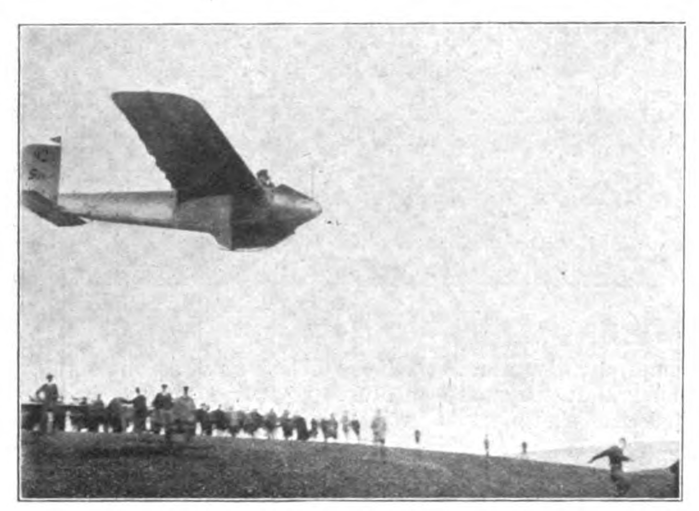


Abb. 17.

verkürztem Rumpf und vergrößertem Seitenruder. Statt des alten Zweikufengestells ist nun eine aus dem Rumpf herauswachsende Kufe angeordnet, die aber viel seitliche Fläche bietet.

20. »Pirolo« von Roloff, Frankfurt a. M. (Abb. 18), Flügel durch Handrad einstellbar haben etwas V-Form. Sperrholzrumpf

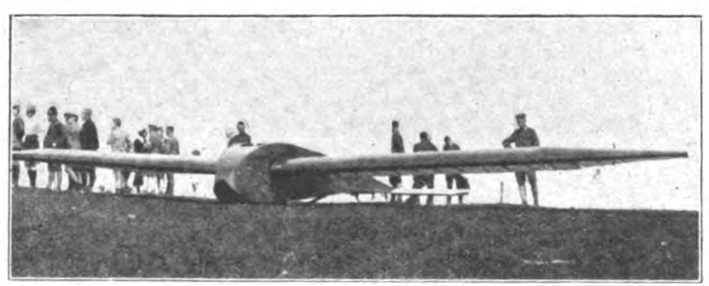


Abb. 18.

von Flügelprofilform. Profilform natürlich ziemlich wertlos, da oben der Kopf des Fliegers und die Einstiegöffnung, unten die Kufe und zwei Sporne das Profil stören. Kleine Querruder und kleines Seitensteuer.

Gruppe der flügelgesteuerten Flugzeuge.

21. Messerschmidt S 14 (Abb. 19). Schon vom vorigen Jahr her bekannt, aber im Bau verfeinert; die Hebelgelenke sind auf dem vollen Stahl herausgearbeitet. Steuerung des Außenflügels mit um Rohr drehbaren Rippen leichtgehend und stark wirkend. $^2/_3$ des Flügels sind elastisch. Flugeigenschaften sehr gut. Die Mittellagerung und die seitlichen Dreiecksflächenstreben hielten bei härteren Landungsstößen leider nicht stand. Das Höhenruder ist nur Hilfsruder; das Seitenruder dient zum Einleiten der Kurven und Ausgleichen des Verwindungswiderstandes. Seitenverhältnis **1 : 11**.

22. »Doris« des Flugtechnischen Vereins Dresden. Vorjähriger Eindecker, stürzte mit Flügelbruch ab.

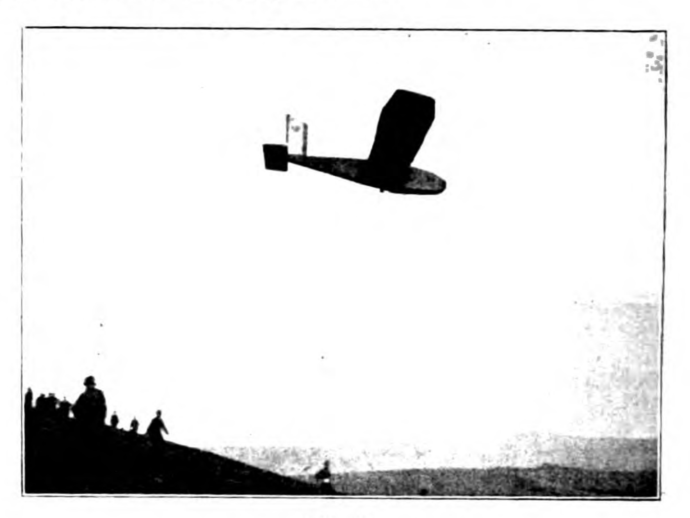


Abb. 19.

23. Harth-Pilotus, vereinfacht aufgebauter Gitterrumpf. Sonst wie früher.

24. »Spatz« der Hawa, Hannover, konstruiert von Langer für ganz schwachen Wind (Abb. 20) nur 45 kg Gewicht. Ganz kurzer Tropfenrumpf mit Höhenflosse ohne Ruder, also kein Leitwerk. Dünnes Profil Nr. 400. Drehbare Flügelansätze für Höhen- und Seitensteuerung, Verwindung im Hauptflügel. Stürzte nach gelungenen kurzen Sprüngen direkt nach Start bei 8 bis 10 m/s Wind senkrecht ab infolge ungenügender Steuerwirkung, da die Maschine wohl überzogen worden war.

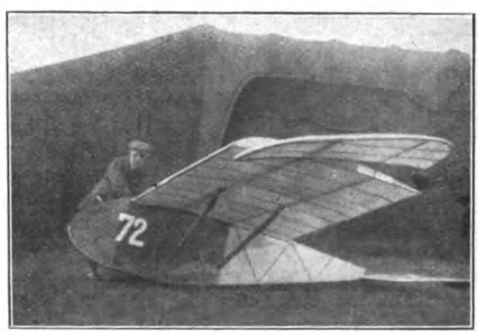


Abb. 20.

25. »Charlotte« der akademischen Fliegergruppe Technische Hochschule Berlin, konstruiert von Winter und Pank, aus dem vorjährigen Flugzeug durch Verbesserung entstanden. Kurzer Rumpf mit Kielflosse. Flügel mit leichter V-Form außen zurückgezogen, tragen beiderseits je zwei Klappen, die als Höhen- und Querruder wirken oder nur auf einer Seite gespreizt Seitensteuerung bewirken mit 6,3 m Hebelarm. Die Erprobung der Steuerwirkungen ist noch nicht abgeschlossen, da das Flugzeug durch Unfall ausschied. Die außerordentlich interessante Steuereinrichtung gehört zu den konstruktiven Glanzleistungen des Wettbewerbs. Es gelangen einige sehr befriedigende Flüge mit diesem interessanten Flugzeug. Durch verbesserte Konstruktion des 4 m langen Fangstiels ist eine Torsionsgefahr des Flügels behoben. Der Einstieg erfolgt seitlich in den Sperrholzrumpf (s. Abb. 1 und 2).

Flugzeuge besonderer Bauart.

26. »Kurpfalz«, Heidelberger wissenschaftlicher Flugsport-Verein (Abb. 21), konstruiert von Dr.-Ing. Bader und Eck. Ver-

spannungsloser Doppeldecker. Sehr günstige Seitenverhältnisse und Querruder am Ober- und Unterflügel. Tropfenrumpf, der vorn durch Kielunterbau und Flächenansatzaufbau sehr hoch ausfiel und dadurch die Seitensteuerung beeinträchtigte, was zu einer Bruchlandung führte nach mehreren guten Flügen. Ungefederte Kufe zerdrückte dabei den Rumpf. Hergestellt war das Flugzeug in der Waggonfabrik Fuchs-A.-G. Heidelberg und zeigte vorzügliche Werkstattarbeit. Ober- und Unterflügel verjüngen sich stark nach außen Zwischen den Flügeln ein Schrägstiel.



Abb. 21.

27. »Wien«, Segelflug-Verein der Technischen Hochschule, Wien. Ein leichter Schuldoppeldecker nach der Art des Schulflugzeugs »Frohe Welt« der Weltensegler-Ges. Baden-Baden.

28. »Brockenhexe«, Flugwissenschaftliche Gruppe der Technischen Hochschule Braunschweig (Abb. 22). Doppeldecker ähnlich dem alten Dresdener Doppeldecker, mit zwei Kufen. Leistungen nicht bedeutend.

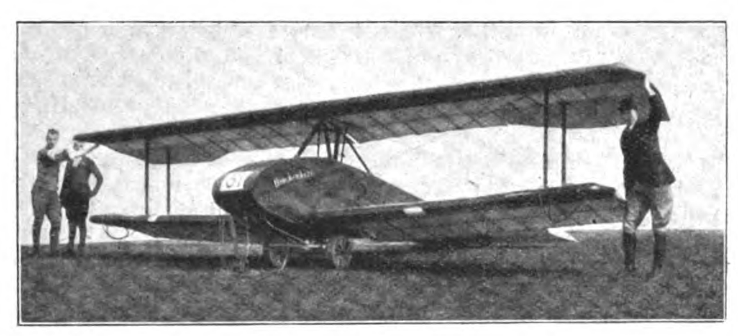


Abb. 22.

29. »Schoop M 27« Dresdener Segelflugzeugbau (Abb. 23) konstruiert von E. Meyer. Sperrholzrumpf von einfacher Form, wie überhaupt alles möglichst einfach ist, um als Schul- und Vereinsflugzeug leicht auseinandergenommen bzw. repariert werden zu können. Flügel dreiteilig, Parasolbauart. Stahlrohrabstützung wie bei Fok. D VII unter Verwendung von Flügelschrauben an den

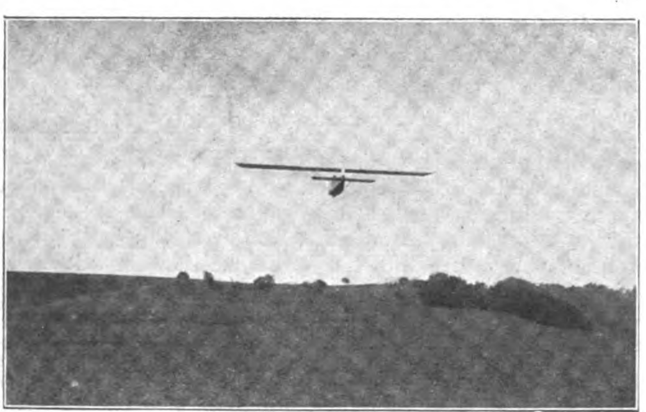


Abb. 23. Aufgen. mit Zeiß-Tessar.

Knotenpunkten. Seiten- und Höhenleitwerk in interessanter Weise leicht abnehmbar. Differentialquerruder wurden schon oben erwähnt. Flugeigenschaften recht gut.

30. »Hols der Teufel« der Segelflugzeugwerke Baden-Baden (Abb. 24), Konstrukteure Stamer und Lippisch. Leichtes, einfaches Sportflugzeug über einem Strebendreieck aufgebaut. Gutgefederte Kufe, verkleideter Führersitz. Vertikaler Fachwerkausleger zum Tragen der reichlich bemessenen Ruder. Im ganzen noch etwas zu viel Spanndrähte! Sonst sehr zweckmäßige Bauart für Sportflüge. Holte im Vorwettbewerb die Hauptpreise unter dem Schweden Bergwik.

31. Drudeeindecker des Berliner Segelflugvereins. Offener Sitzgleiter (wie Nr. 23), Stahlrohrgitterrumpf mit Drahtverspannung.

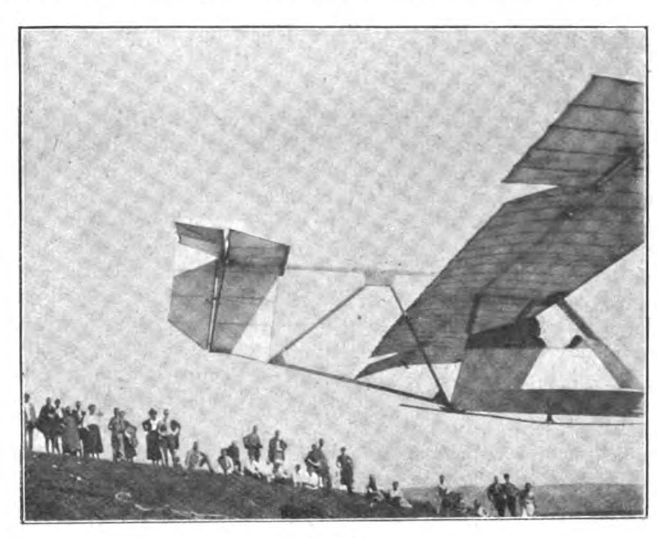


Abb. 24.

Hatte bei Berlin schon über 80 Flüge gemacht, fiel in der Rhön einem Fehlstart zum Opfer nach einigen guten Flügen.

32. »Maikäfer« von Maykemper, Frankfurt a. M. (Abb. 25). Drei schmale Flächen hintereinander. Querruder, gleichzeitig auch Höhenruder, gehen über ganze Spannweite, stellen also eine Art veränderliches Profil dar. Am vorderen Flügel kleinste, am hintersten größte Ausschläge. Flügel durch Stielpaare abgefangen nach Rumpfunterkante, die auf über 5 m Länge horizontal verlief und daher nie die zum Starten nötige Schräglage erlaubte. Die Zweckmäßigkeit und völlige Steuerfähigkeit eines solchen Dreiflächners erscheint sehr problematisch. Da das Flugzeug eigentlich nur mit horizontaler Längsachse sich heben oder senken kann, ist

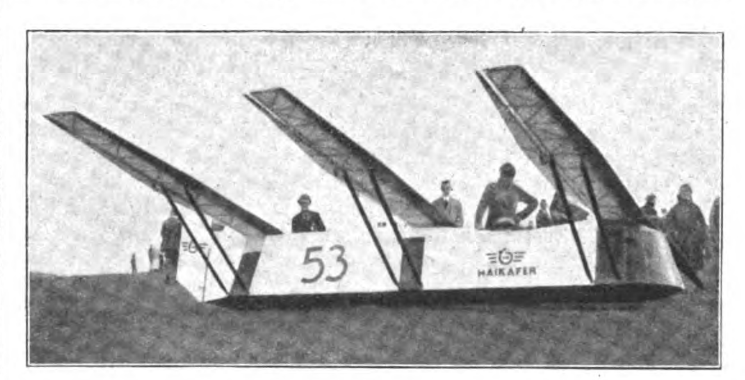


Abb. 25

es sehr fraglich, ob es bei einer Neigung nach oben oder kopfüber wieder in richtige Fluglage gebracht werden kann. Die beim Tandemflugzeug erreichte hohe Steuerfähigkeit ist hier wohl nicht zu erwarten. Mehrere Startversuche verliefen ergebnislos.

Wir konnten nicht auf alle Flugzeuge eingehen, die in der Rhön erschienen waren, sondern nur auf die interessanteren. Aus unseren Betrachtungen haben wir wohl den Eindruck gewonnen, daß wir dafür, daß die Witterungsverhältnisse größere fliegerische Leistungen nicht zuließen, reichlich durch wertvolle technische Neuerungen und die bedeutenden Fortschritte im Konstruktiven entschädigt wurden. Für die in der Rhön zu erreichenden Leistungen können wir vollkommenere Flugzeuge kaum mehr bekommen. Es wäre daher auch für die technische Weiterentwicklung von großem Werte, wenn andere Segelfluggelände erschlossen würden, um die nunmehr so hochentwickelten Flugzeuge auch unter anderen Verhältnissen erproben und dort Untersuchungen anstellen zu können, ob es überhaupt ein »dynamisches« Segeln gibt. Von dieser Frage hängt die Weiterentwicklung und die Zukunft des Segelflug-

zeugbaues und seine fernere Entwicklungsmöglichkeit ab, und auch von diesem Gesichtspunkt aus halte ich die obenerwähnten Heimatflüge für erfolgversprechend.

Aussprache zu den Vorträgen Everling und Eisenlohr.

Prandtl[1]): Meine Bemerkungen beziehen sich nicht eigentlich auf die Vorträge der Herren Everling und Eisenlohr, denen ich in allem Wesentlichen zustimme, sondern vielmehr auf den Segelflug im allgemeinen.

Die aerodynamische Entwicklung des Segelflugzeugs scheint durch die Siegerflugzeuge des Rhön-Wettbewerbs 1923 auf dem Gipfelpunkt angelangt zu sein, dagegen scheinen die Bausicherheitsfragen noch unserer ernstesten Mitarbeit zu bedürfen. Die mehrfachen Flügelbrüche in der Luft während des Wettbewerbs mahnen uns, in der Zukunft wesentlich schärfere Forderungen in dieser Richtung zu stellen. Das beste wäre, zu fordern, daß die Segelflugzeuge so fest gebaut sind, daß man in der Luft alles mit ihnen machen darf. Dies scheint aber in solcher Allgemeinheit wahrscheinlich undurchführbar, denn ein Flugzeug, das wie der »Strolch« ein Gleitverhältnis von 1 : 20 hat, würde im Sturzflug solche Geschwindigkeiten annehmen, daß es ein kurzes Abfangen aus dem Sturzflug wohl niemals aushalten könnte. Aber allen bei einem Sturmflug auftretenden Lagen muß ein Flugzeug, das sich in den Sturm begibt, sicher gewachsen sein. Man wird zweckmäßig in Zukunft die Segelflugzeuge nach ihrer Bausicherheit und nach der Flächenbelastung in Klassen einteilen müssen, oder aber jedem Flugzeug eine bestimmte Höchstwindstärke angeben müssen, über der es nicht starten darf. Für den kleinen »Spatz« war 8 m/s schon zuviel, für die »Bremen« dagegen 18 m/s noch gut zulässig. Vielleicht kann man so verfahren, daß die Bausicherheit von der Technischen Kommission nach den vorhandenen Unterlagen abgeschätzt wird und nun formelmäßig die höchste Windgeschwindigkeit $= a\sqrt{B \cdot G/F}$ gesetzt wird (G/F = Flächenbelastung, B = Bausicherheit, z. B. 3,5, a ein Beiwert, der durch Bearbeitung des bisherigen Materials gewonnen wird). Da auch Fragen der Flugeigenschaften mit hereinspielen, wird auch noch eine zweite Windgeschwindigkeitsgrenze $= b\sqrt{G/F}$ zu beachten sein, bei der die Steuerfähigkeit oder auch die Flugmöglichkeit, d. h. die Möglichkeit, gegen den Wind vorwärtszukommen, aufhört; b ist dabei wieder ein Erfahrungsbeiwert. Die kleinere von den beiden Geschwindigkeiten ist dann die dem Flugzeug vorzuschreibende Grenze.

Ein besonderes Augenmerk wird man den Schwingungserscheinungen widmen müssen, die sich bei einigen Flugzeugen mit freitragenden Flügeln gezeigt haben, und die in einem Fall, beim Dessauer Flugzeug, zu einem Flügelbruch geführt haben. Mit solchen Schwingungen, die bereits im Krieg bei einem Albatros-D-Flugzeug (1½-Decker) aufgetreten waren, hat sich eine vor kurzem abgeschlossene Göttinger Dissertation befaßt, und es haben sich dabei bezüglich des Zustandekommens der Schwingungen ganz klare Aufschlüsse ergeben. Der Verfasser der Dissertation, Herr Dr. Birnbaum, beabsichtigt, die technisch wichtigsten Ausführungen in der ZFM wiederzugeben. Das Wesentliche ist, daß bei zu großer Nachgiebigkeit des Flügels gegen Torsion, wenn gleichzeitig große Nachgiebigkeit gegen Biegung vorhanden ist, Schwingungen entstehen, die sich von selbst immer mehr verstärken. Im Falle des Dessauer Flugzeugs scheint die nachgiebige Lagerung der Fangstiele auf Gummipuffern, die für den Landungsstoß natürlich gut war, die Erscheinung noch verschlimmert zu haben. Bei großer Steifigkeit gegen Torsion dürften die Schwingungen, die aus einem Zusammenwirken von Verdrehung und Biegung entstehen, nicht auftreten.

Bei der weiteren Vervollkommnung des Segelflugzeugs wird ein Punkt auch sehr wesentlich beachtet werden müssen, das ist die Sicht. Das interessante und eigenartige Charlottenburger Flugzeug ist nach Angabe seines Führers — der übrigens mit den Flugeigenschaften sehr zufrieden war — nur dadurch verloren gegangen, weil er knapp vor der Landung einen Baum gestreift hat, den er nicht hatte sehen können. Er gibt an, daß er sonst bequem in der Lage gewesen wäre, das Flugzeug über den Baum hinwegzuziehen. Das gute Segelflugzeug muß nicht nur nach vorn und nach den Seiten gute Sicht haben, sondern auch schräg nach hinten. Es war auffallend und doch auch leicht erklärlich, daß nur solche Flugzeuge das »Kreuzen vor dem Hang« erfolgreich geübt haben, die, wie »Edith«, »Vampyr« usw., bei den Wendungen sehen konnten, wie nahe sie dem hinter ihnen liegenden Berg kamen.

[1]) Die schriftliche Wiedergabe ist in einigen Punkten gegenüber dem mündlich Vorgebrachten erweitert.

Die Flugzeuge mit sehr flachem Gleitwinkel, wie »Strolch« und »Konsul«, haben erhebliche Schwierigkeiten bei der Landung, wenn etwa an der Stelle, die sie beim Ausschweben erreichen würden, keine geeignete Landungsgelegenheit vorhanden ist und daher die Flugstrecke durch Drücken abgekürzt werden muß. Es entstehen wegen des geringen Widerstandes des Flugzeugs dabei so große Geschwindigkeiten, daß die Landung gefährlich wird. Es würde daher bei solchen Flugzeugen wohl eine Luftbremse sehr angebracht sein. Man würde hierfür wohl Klappen verwenden können, die auf der Flügelunterseite herausgeklappt werden können. Klappen auf der Oberseite wären noch wirkungsvoller in bezug auf Bremsung, wären aber wohl nicht rätlich, da sie den Höchstauftrieb vermindern würden.

Noch ein Wort über die Frage des dynamischen Segelflugs, dessen Existenz Herr Eisenlohr ganz ableugnen will. Ich stimme mit ihm darin durchaus überein und habe seit langem die Ansicht vertreten, daß praktisch der Segelflug nur auf den Aufwind aufgebaut werden kann. Dabei ist aber doch zuzugeben, daß gelegentliche Höhengewinne aus einzelnen Windböen gezogen werden können, nur ereignen sich solche Windstöße nicht oft genug, um aus ihnen allein den Segelflug zu bestreiten. Man darf nur die zahlenmäßigen Annahmen bei den einzelnen Theorien des dynamischen Segelflugs genauer ansehen, um sich zu überzeugen, daß Windschwankungen von der Größe und Häufigkeit, wie sie bei diesen Rechnungen angenommen werden müssen, in unseren Gegenden jedenfalls nicht vorkommen dürften. Auch bei den Vögeln dürfte — vielleicht vom Albatros abgesehen, der den Windsprung zwischen der Luftschicht über den Meereswellen und der mit den Wellen ziehenden Luft in den Wellentälern auszunutzen scheint — wohl nur Aufwind in Frage kommen, natürlich nicht nur Hangwind, sondern vielfach auch thermischer Aufwind.

H. Koppe: Meine Herren! Herr Eisenlohr glaubt nicht an die Möglichkeit des dynamischen Segelfluges. Er hat damit eine Ansicht offen ausgesprochen, die übrigens auch von anderen geteilt wird. — Wie dem auch sei, ob Gleit- oder Segelflug, ob statisches oder dynamisches Segeln, man möge sich doch vorläufig nicht um Worte und Begriffe streiten, die praktisch noch keineswegs geklärt sind, die aber einer einheitlichen Propaganda nach außen sehr schädlich sein können. Sagen wir zunächst doch lieber allgemein: Erfassung und Ausnutzung aller im freien Winde enthaltenen Kräfte. — Daß dynamischer Segelflug theoretisch möglich ist, wissen wir; ob er aber mit unseren bisherigen Flugzeugen praktisch ausführbar ist, kann hier nicht in Diskussionen entschieden werden; auch die vielen Segelflug-Ausschußsitzungen und die schönen theoretischen Abhandlungen vom grünen Tisch können uns darüber keine Klarheit verschaffen. Ob wir rein dynamisch segeln können, vermag lediglich zielbewußte praktische Forschungsarbeit zu entscheiden.

Wer soll diese Arbeit leisten? — Alle, die an der Luftfahrt und Fliegerei, ganz allgemein alle, die an der Beherrschung der Luft interessiert sind; alle Konstrukteure, Aerodynamiker und Aerologen, in erster Linie aber die Flieger selbst; denn nur diese vermögen uns die so notwendigen Aufschlüsse über ihre persönlichen Erfahrungen zu geben, die letzten Endes immer wieder die Grundlagen zu neuer zielbewußter Forschungsarbeit bilden müssen.

Wodurch kann diese praktische Forschungsarbeit geleistet werden? — Nur durch vollständige Auswertung aller praktischen Versuche. Herr Everling erwähnte bereits die notwendige Vervollkommnung der Meß- und Wertungsverfahren; freilich bedeutet dieses eine Mehrbelastung der Meßtrupps; sie muß aber dem Erfolge zuliebe geleistet werden. — Vollständige Auswertung aller praktischen Versuche: jeder Gleit- oder Segelflug auch außerhalb der Rhön ist ein solcher praktischer Versuch, der nach Möglichkeit auszuwerten ist! Es werden bei Segelflugveranstaltungen, wie wir heute wieder gesehen haben, so viele schöne Reihenbildaufnahmen gemacht. Sie haben sich selbst überzeugen können, welche wertvolle Aufschlüsse die bloße Betrachtung solcher Bildreihen über das Verhalten von Flugzeugen in Böen, Steuerbetätigung, Ursachen von Abstürzen u. dgl. geben kann. Diese Reihenbildaufnahmen könnten bei richtiger meßtechnischer Auswertung aber zu einer Fundgrube wichtiger Erkenntnisse werden. Freilich sind dazu vor und während der Aufnahme einige besondere Maßnahmen erforderlich, die unschwer zu bewerkstelligen sind, keine erheblichen Mehrkosten erfordern und von den Aufnehmenden im Interesse der Wissenschaft gewiß gern befolgt werden.

Neben der aerodynamischen und konstruktiven Vervollkommnung der Segelflugzeuge ist die praktische Erforschung des Elementes des Fliegers, eben des Luftraumes mit seinen Kraftquellen in Hinsicht

auf die Ausnutzungsmöglichkeiten, leider recht stiefmütterlich behandelt worden. Trotz zahlreicher Forschungsarbeiten sind wir gerade über diejenigen rythmischen Luftströmungen, die den dynamischen Segelflug ermöglichen sollen, noch recht wenig unterrichtet. Herr Everling erwähnte die Messung der Windabdrängung der Segelflugzeuge durch Ausstoßen und Verfolgen von Rauchwolken. Bereits im vorjährigen Rhönwettbewerb habe ich dieses Verfahren, das in der englischen »Himmelsschrift« sehr vervollkommnet worden ist, als wertvolles Forschungsmittel empfohlen und in einer späteren Ausschußsitzung der WGL im einzelnen die Wege gezeigt, die zu weitgehender Erforschung der im Winde enthaltenen Kräfte führen können. Nicht nur das Segelflugzeug im Hangwinde eines Berges soll auf diese Weise die Luftströmungen, in denen es sich bewegt und die ihm gegebenenfalls ein »Segeln« ermöglichen, kenntlich machen. — Die Nauener Funkentürme, die aus der Ebene bis zu einer Höhe von 260 m emporragen, gestatten ein dauerndes Studium der Luftströmungen bei verschiedenen Wetterlagen bis zu dieser Höhe. (Die mittlere Windgeschwindigkeit wird dort bereits seit Jahren gemessen.) Die Aeronautischen Observatorien in Lindenberg und an anderen Orten lassen fast täglich Drachen bis zu solchen Höhen emporsteigen, die für Segelflugzeuge in absehbarer Zeit kaum erreicht werden dürften; auch da wäre es ein Leichtes, mit dem gleichen Verfahren wertvolle Aufschlüsse über die Luftströmungen in verschiedenen Schichten zu erhalten. Auch der mit einem Aerologen bemannte Drachen sei als sehr wichtiges Forschungsmittel hier erwähnt.

Zum Teil mit Recht hat man sich bisher gegen den Einbau von Motoren in Segelflugzeuge gewehrt. Für ein Segelflugzeug, das Forschungszwecken dienen soll, ist der Einbau eines leichten Hilfsmotors nahezu unerläßlich. Dieser Motor soll lediglich eine Kraftreserve bedeuten; er braucht keinesfalls den Start mit eigener Hilfe zu ermöglichen; er soll vielmehr dem Segelflieger in der Luft gestatten, über schwierige oder ungünstige Strömungen hinwegzukommen, wiederholt die Stellen aufzusuchen und gründlich zu studieren, die segelfliegerisch von Bedeutung sind, z. B. einzelne Hänge oder der Flug von Wolke zu Wolke. Auch die ersten Versuche zum rein dynamischen Segelfluge in turbulenten Luftschichten würden durch einen kleinen Hilfsmotor wesentlich gefördert werden.

Die Preispolitik muß sich nicht nur den sportlichen und technischen Erfolgen, sondern auch den Ergebnissen wissenschaftlicher Forschung weitgehendst anpassen, um ihrerseits die Gesamtarbeit zu fördern. Die von Herrn Everling angegebenen Wertungsformeln in richtiger Weise angewendet, werden dazu ganz erheblich beitragen.

Nun gibt es zwar bei der Segelflug-G. m. b. H. einen besonderen Forschungsausschuß. Dieser klagt nicht zu unrecht über den Mangel an Mitarbeitern und vor allem an finanzieller Unterstützung; denn an Forschungsaufgaben fehlt es doch sicher nicht. — Es sei daher an alle Preisstifter und Förderer der Luftfahrt die dringende Bitte gerichtet, Geldmittel nicht nur für fliegerische Rekordleistungen auszuschreiben, sondern auch die wissenschaftlichen Forschungsarbeiten nach besten Kräften zu unterstützen; ebenso wie ein XYZ-Preis für den längsten Dauerflug ausgeschrieben wird, kann auch eine YXZ-Forschungsarbeit mit praktischen Untersuchungen, z. B. über Ausnutzung von Aufwinden beim Überlandflug (Flug mit Hilfsmotor längs langgestreckter Gebirgszüge) oder: Segelfluguntersuchungen über der Ebene mit Fesselstart und Hilfsmotor oder: Segelflugzeuge in Luftwogen (mit Rauchwolken und Reihenbildner) u. dgl. ausgeführt werden. —

Meine Herren! Die Segelflugbewegung ist für uns Deutsche an einem kritischen Punkt angelangt; die große allgemeine Begeisterung hat augenscheinlich ihren Höhepunkt überschritten. — Es wurde darauf hingewiesen, daß unsere Rekorde vom Auslande, dem die ganze Welt und unbeschränkte Mittel zur Verfügung stehen, leicht überboten werden können. Ich brauche Sie nicht an die Zeit vor 10 oder 20 Jahren zu erinnern, da die ersten fliegerischen Versuche, die wir in Deutschland ausgeführt haben, besonders von Frankreich rasch überboten wurden; — wir haben ja diesen Vorsprung während des Krieges nicht nur eingeholt, sondern weit übertroffen —. Unter normalen Verhältnissen würde es heute niemand mehr möglich sein, uns zu übertreffen. Nur die unerträglichen Begriffsbestimmungen, nicht der Mangel an technischem Können fesseln und drängen uns zurück. Der Segelflug kann sich noch frei entwickeln — soweit uns das die schwere allgemeine Bedrängnis unseres armen Vaterlandes ermöglicht. — Nicht die Erreichung einzelner Rekorde soll uns als Ziel vorschweben, sondern eine außerordentlich hohe durchschnittliche Leistung im Segelflugwesen, die eben von einer wirklichen Beherrschung des Luftraumes und seiner Kraftquellen zeugt. Diese muß erreicht und getragen werden von dem uns Deutschen trotz allem noch zugestandenen und anerkannten zähen und gründlichen Forschungsgeist. —

Der stolze Bau der Motorluftschiffahrt und Flugtechnik steht unerschüttert; daran vermag auch aller Vernichtungswille unserer Feinde nicht zu rütteln. Krönen wir diesen Bau nun durch einen luftigen Turm, eben das Segelflugwesen! — Helfen Sie alle dabei mit: Luftfahrer, Flieger und Wissenschaftler in zielbewußter praktischer Arbeit!

G. Lachmann: Für jeden, der die Entwicklung des Segelfluges in Deutschland von den ersten Anfängen an miterlebt hat, ist es interessant festzustellen, wie sich diese Bewegung mit jedem Jahr erweitert. Die Bewegung umfaßt heute einen Komplex von Konstrukteuren, Meteorologen, Aerodynamikern, Militärs, die alle vom Segelflug etwas für ihre eigene Sache erhoffen. Ich persönlich sehe das Ziel nicht im Segelflug an sich, sondern in der Übertragung der im Segelflug und im Bau von Segelflugzeugen gewonnenen Erfahrungen auf den allgemeinen Flugzeugbau, insbesondere auf den Bau von Kleinflugzeugen.

Wenn man das in diesem Jahre Erreichte betrachtet, so kann man nicht umhin, eine gewisse Überzüchtung der erfolgreichsten Bauarten in aerodynamischer Hinsicht festzustellen. Das Bestreben der Konstrukteure ging kurz gesagt in erster Linie darauf aus, den Ausdruck

$$[c_a^3/c_w^2]_{max}$$

in jeder Hinsicht zu verbessern. Man ist mit der Spannweite bis an die Grenze des konstruktiv Möglichen gegangen. Man hat die Göttinger Ergebnisse nach allen Richtungen hin auf geeignete Profile durchsucht, man hat stromlinienförmige Rümpfe verwendet, kurzum es erscheint schwerlich möglich, in dieser Hinsicht noch wesentliche Verbesserungen zu erzielen.

Der Punkt, in dem meines Erachtens die weitere Arbeit anzusetzen hat, ist die Verbesserung der Steuerfähigkeit. Alles was hierbei erreicht wird, kommt nicht nur den Segelflugzeugen, sondern vor allen Dingen auch den Motorflugzeugen in hohem Maße zugute. Die Steuerfähigkeit der Verkehrsflugzeuge bei geringen Geschwindigkeiten ist ein sehr vitales Problem, dem man neuerdings in England große Bedeutung zuwendet. Bei meinen eigenen Arbeiten, die der Verringerung der Landegeschwindigkeit gewidmet waren, mußte ich bei Übertragung der Windkanalversuche in die Wirklichkeit feststellen, daß die Erhaltung der Steuerfähigkeit eine conditio sine qua non für die Verwirklichung aller derartigen Bestrebungen bildet. Manches meiner diesbezüglichen Erfahrungen dürfte daher auch auf den Segelflugzeugbau Bezug haben. Hinsichtlich der Querruder ließ sich bei verschiedenen der in der Rhön erschienenen Flugzeuge eine starke Abweichung von den als günstig ermittelten Formen feststellen. So ist meines Erachtens die Anlage der Querruder bei der »Margarete« durchaus im Widerspruch mit den allgemeinen Erfahrungen. Eine gute Zusammenstellung geeigneter Formen für Querruder findet sich in einem der letzten Reports des amerikanischen National Advisory Committee for Aeronautics. Nach diesem Bericht haben sich elliptische Flügelenden und Querruder mit einer Tiefe von etwa 20 bis 25 vH der Sehne mit parallel zur Vorderkante verlaufender Achse am besten bewährt. Bei eigenen Versuchen konnte ich feststellen, daß geschlitzte Querruder nicht nur ein größeres Moment ergaben, sondern auch im Gebiet des maximalen Anstellwinkels ihre Wirksamkeit beibehielten, während bei normalen Klappen das Moment umschlug. Hinsichtlich des Seitenruders halte ich die Konstruktion von Hübner für zweckmäßig. Ich habe im Windkanal mit zweiteiligen Rudern ebenfalls günstige Ergebnisse feststellen können. Die Wirksamkeit des Höhenruders dürfte im allgemeinen nichts zu wünschen übrig lassen.

Hoff: Herr Prandtl wies auf die Notwendigkeit hin, daß für die Festigkeitsrechnung von Segelflugzeugen alle vorkommenden Fälle zu berücksichtigen sind. Ich kann bestätigen, daß diese Forderung seitens des Technischen Ausschusses stets vertreten worden ist, muß aber bedauern, daß die Flugzeugerbauer ohne Fachschulung nicht in der Lage sind, die gestellten Forderungen richtig anzuwenden.

Herr Eisenlohr hat hierfür die Herausgabe eines gemeinverständlichen Handbuches angeregt. Ich verspreche mir von solch einem Werkchen wenig, dafür sind die Probleme zu schwierig. Weit geeigneter erscheint mir die Förderung eines Normalflugzeugs, dessen Bauzeichnungen bekannt sind, das leicht in jeder Werkstatt hergestellt werden kann und für das ohne Schwierigkeiten überall Ersatzteile bereitgehalten werden können. Eine Arbeit in dieser Richtung ist der »Paul Köchl-Preis«, der von Dipl.-Ing. Brenner gewonnen wurde.

Unsere Bemühungen müssen sich weit mehr, als es bisher geschehen, in dieser Richtung bewegen. Der Bau neuartiger Flugzeuge sollte nur dort gepflegt werden, wo die fachliche Ausbildung eine Gewähr für gutes Gelingen bildet. Die akademischen Fliegergruppen an den Technischen Hochschulen sind für diese Forschungsarbeiten besonders berufen.

Eisenlohr: Bezüglich der Worte von Herrn Prof. Prandtl und Everling möchte ich nur darauf hinweisen, daß ich absichtlich die Frage, ob es etwas anderes als »statischen Segelflug« gibt, also das, was wir bisher als »reinen«, als dynamischen Segelflug bezeichneten, gibt, »kurz abmachte«, da sie einmal nicht im Rahmen meiner Ausführungen liegen konnte und außerdem noch ungeklärt ist. Daß, wie Prof. Prandtl sagt, momentan einmal, unvorhergesehen Luftströme dynamisch wirken können, ist zweifellos anzunehmen. Ob aber ein (dynamisches) »Segeln« möglich sein wird, scheint uns heute etwas fraglich, nachdem wir infolge der Rhönversuche einsehen lernten, daß auch alle Vögel, sogar die Meeressegler, jedenfalls auch nichts anderes als Segeln im Aufwind kennen. Auch thermische Strömungen sind Aufwinde.

Auch wenn wir uns das ehrlich eingestehen — und die von Prof. Dr. Everling aufgestellten Wertungsformeln werden uns in dieser Hinsicht wohl Klarheit schaffen — können wir dennoch über unsere Rhönerfolge durchaus zufrieden sein. Konnten wir doch in diesem Jahr auf der Wasserkuppe uns des Besuches zweier Motorflugzeuge erfreuen, die von Segelflugzeugen stark beeinflußt waren, dem kleinen Albatros-Eindecker mit Klemperer-Flügeln und -Fahrgestell und dem Junkers-Versuchsflugzeug, das wohl das beste Seitenverhältnis am Flügel aufweist, das je im Motorflugzeugbau erreicht wurde.

Hinsichtlich der schweren Zulassungsbedingungen zur Rhön, die ich aufstellte, und den damit verbundenen Flügen in der Heimat der Erbauer hege ich die Hoffnung, daß dadurch in der Heimat der Segelfluggedanke weitere Anhänger und stärkere finanzielle und materielle Unterstützung erschließt und findet als bisher, wodurch wir eine weitere starke Förderung des deutschen Segelflugwesens erwarten dürfen!

Everling (Schlußwort): Die Aussprache zu den Vorträgen über den Segelflug zeigte die erfreuliche Einmütigkeit, von der unser hochverehrter Herr Vorsitzender in der Eröffnungsrede sprach.

Auch über das dynamische Segeln sind wir wohl insoweit einig, daß es bisher nicht erwiesen werden konnte. Aber das ist auch noch nicht versucht worden. Die Wertungsformeln lassen sich hier etwa in der Weise verwenden, daß man beim Bewerten der Flüge den Aufwind beiseite läßt, beim Auswerten der gleichen Flüge ihn jedoch anrechnet, so daß neben der Preiszuteilung für Windausnutzung allgemein der dynamische Anteil festgestellt wird.

Jedenfalls gestatten uns die bisherigen Erfahrungen der luftfahrtechnischen Entwicklung nicht, einen theoretisch möglichen Fortschritt als utopisch zu belächeln, wo der Versuch entscheiden kann.

Welche Energie aus den Windschwankungen bestenfalls herausgeholt werden kann, hat Herr Prandtl mir soeben versprochen, in einem Aufsatz mitzuteilen; ich stelle meine eigenen Rechnungen deswegen zurück. Leider fehlen immer noch Zahlenangaben über die wirkliche Größe der Windschwankungen.

Über die Möglichkeit des Menschenkraft-Flugzeuges gewinnt man ein Urteil, wenn man sich vergegenwärtigt, daß man sich und das Flugzeug ständig mit der »Sinkgeschwindigkeit« von rd. 2 m/s heben müßte, was beim Treppensteigen nur kurz möglich ist. Dagegen wäre — neben dem gelegentlichen »Überwasserhalten« durch Zusatz eigener Kraft — der Menschenkraft-Start möglich und erwünscht; denn das heutige Abflugverfahren mit den vielen Hilfskräften paßt gar nicht zu dem sonst so eleganten Sport und ist obendrein gefährlich — eine weitere Aufgabe für die Vervollkommnung unseres Segelfluges.

III. Zur Mechanik des Segelfluges.

Ergänzungen zum Vortrag »Wertung von Segelflügen«[1].

Von E. Everling.

1. Gleiten und Sinken.

Das Segelflugzeug als »Gleiter« setzt Höhe in Entfernung um, um so besser, je kleiner beim Anstellwinkel des Fluges die Gleitzahl, das Verhältnis Widerstand zu Auftrieb,

$$\varepsilon_0 = \frac{c_w}{c_a} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (1).$$

Das Motorflugzeug läßt sich auffassen als Kombination eines Hubschraubers von gutem Wirkungsgrad und eines Seglers; für diesen kommt aber das langsamste, nicht das flachste Gleiten in Frage. Beide Behauptungen folgen aus der Leistungsgleichung[2])
Schrauben- = Steig- + Schwebeleistung,

$$75\,\eta\,N = G \cdot v_s + W \cdot v \quad \ldots \ldots \ldots \quad (2)$$

oder nach Division durch G

Hub- = Steig- + Sinkgeschwindigkeit, $v_h = v_0 + v_s$ . . . . (3),
wo die

$$\text{Hubgeschwindigkeit } v_h = 75\,\eta\,\frac{N}{G} = $$

$$= \frac{\text{Zahl} \cdot \text{Schraubenwirkungsgrad}}{\text{Leistungsbelastung}} \quad (4).$$

Steiggeschwindigkeit $v_s = 0$ für Wagrechtflug, > 0 für Steigen (5),
Sinkgeschwindigkeit $v_0 = \varepsilon \cdot v = \varkappa \cdot v_I$ . . . . (6)
ein im Gleitflug ohne Motor meßbarer Wert, mit der Bahngeschwindigkeit v, der Einheitsgeschwindigkeit (für $c_a = 1$, s. (9) unten!)

$$v_I = \sqrt{\frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F}} \approx 4\sqrt{\frac{G}{F}} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (7)$$

und der Flugzahl

$$\varkappa = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}} = \frac{c_w}{c_a^{1,5}} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (8),$$

da ja nach der Grundgleichung für Auftrieb bzw. Gewicht gilt

$$v = \sqrt{\frac{1}{c_a} \cdot \frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F}} = \frac{v_I}{\sqrt{c_a}} \quad \ldots \ldots \quad (9).$$

Je kleiner die Gleitzahl ε, desto weiter gleitet das Segelzeug von einer bestimmten Höhe ab, je kleiner die Flugzahl $\varkappa$, desto länger schwebt es aus dieser Höhe, und desto sparsamer fliegt (Hubgeschwindigkeit oder Leistung klein), desto rascher steigt ein Motorflugzeug.

2. Segeln.

In windstiller Luft geht ein Segler also mit dem Gleitwinkel bzw. der Sinkgeschwindigkeit herunter, die bei dem jeweiligen Anstellwinkel der zugehörigen Gleitzahl bzw. Flugzahl und Einheitsgeschwindigkeit entsprechen.

Beide Größen werden verschlechtert durch die unvermeidlichen Steuerbewegungen, ferner durch willkürliche Kurven u. dgl., die mittelbar Vorteile bringen können, endlich durch Fehler oder Versager beim Start und während des Fliegens.

Verbessert werden sie bis zum Wagrechtfliegen und darüber hinaus zum Steigen durch einen Motor, dessen Leistung sich nach (4) mit der Hubgeschwindigkeit v_h ausdrücken läßt[1]), und zwar nach (3) die Sinkgeschwindigkeit um v_h selbst; die Gleitzahl nach (6) um $\frac{v_h}{v}$.

Ist statt oder neben der Motorleistung N eine Vortriebkraft S, etwa der Schraubenschub, ein Seilzug oder eine Windbeschleunigung gegeben, so hat man wegen der Leistungsgleichung des Antriebs

$$75\,\eta\,N = S \cdot v \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (10)$$

nach Gleichung (4) für die Hubgeschwindigkeit

$$v_h = \frac{S}{G} \cdot v \quad \ldots \ldots \ldots \quad (11);$$

um diesen Betrag wird die Sinkgeschwindigkeit vermindert, die Gleitzahl einfach um $\frac{S}{G}$.

Aufwind der senkrechten Stärke v_a wirkt nach (3) wie eine Vergrößerung der Hubgeschwindigkeit v_h; das gibt für die Sinkgeschwindigkeit v_a selbst, für die Gleitzahl $\frac{v_a}{v}$ als Zuschlag.

Rückenwind der Stärke w beeinflußt nur die räumliche, nicht die zeitliche (Barographen-)Kurve des Fluges. Er verkleinert den wirklich erzielten Gleitwinkel ε im Verhältnis $\frac{v}{v + w}$, verbessert die Gleitzahl also nur beim Höhenverlust, um $\frac{\varepsilon}{1 + \frac{v}{w}}$.

Weiter können Gleitwinkel und Sinken durch Ausnutzen von Windschwankungen gemindert werden; in welchem Umfange das praktisch durchführbar ist, steht freilich noch dahin[2]).

Der einfachste, aber nur kurze Zeit mögliche Fall ist das Fliegen gegen einen mit b gleichförmig beschleunigten Wind; die Trägheitskraft wird

$$S = G \cdot \frac{b}{g} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (12),$$

die Sinkgeschwindigkeit also nach (11) um $\frac{b}{g} \cdot v$, die Gleitzahl um $\frac{b}{g}$ selbst verbessert.

Periodische Schwankungen der Windstärke nach dem Gesetz

$$w = w_0\,(1 + k \cdot \sin \omega\, t) \quad \ldots \ldots \ldots \quad (13)$$

haben die Beschleunigung

$$b = \frac{d\,w}{d\,t} = w_0 \cdot k\,\omega \cos \omega\, t \quad \ldots \ldots \quad (14).$$

Lenkte man nach jeder Richtungsumkehr der überlagerten Windschwankung plötzlich gegen diese ein, so wäre nach (13) die

---

[1]) E. Everling, Wertung von Segelflügen, dieses Heft, S. 27 bis 28.

[2]) Vgl. E. Everling, Ein neues Rechenblatt für Flugleistungen, ZFM 13, Heft 18 vom 30. September 1922, S. 249 bis 250.

[1]) Umgekehrt entspricht jede Verminderung der Sinkgeschwindigkeit um $\triangle v$ einer Wind- usw. Leistunng $G \cdot \triangle v$.

[2]) Es ist jedenfalls möglich, wenn die »Schwankung« vom Durchsteigen wechselnder Windschichten (vom schrägen Kreisen u. dgl.) herrührt.

mittlere Beschleunigung (Integral über eine Halbperiode der Schwankung)

$$\bar{b} = \frac{2}{\pi} \cdot w_0 \cdot k \cdot \omega \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (15),$$

also die Verbesserung $\frac{2}{\pi} \cdot \frac{w_0 \cdot k \cdot \omega}{g}$ für die Gleitzahl, für die Sinkgeschwindigkeit das v-fache.

Praktisch wird man in solchem Falle nicht plötzlich wenden, sondern nur k r e i s e n können. Geschieht das mit der Periode ω der Windschwankungen, aber mit der Nacheilung φ, so ist die Windbeschleunigung b in (14) vor dem Integrieren mit $\cos(\omega t + \varphi)$ zu multiplizieren; das gibt als Mittel für einen ganzen Umlauf

$$\bar{b} = \frac{1}{2} w_0 \cdot k \cdot \omega \cdot \cos \varphi \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (16),$$

am größten für die richtige Phase, $\varphi = 0$; dann das $\frac{\pi}{4} = 0{,}79$ fache des günstigsten Wertes (15). Die Verbesserungen sind ebenfalls um 21 vH kleiner als im vorigen Fall.

Windstärkeschwankungen lassen sich auch durch W e l l e n f l ü g e ausnutzen. Haben beide gleiches Zeitmaß und günstigste Voreilung, so ist der Höhengewinn für eine Periode T nach Th. v. K a r m a n[1])

$$h = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{w_0 \cdot k}{v} \cdot H \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (17),$$

wo H die »Wellenhöhe« ist. Die zusätzliche Steiggeschwindigkeit ist also

$$\frac{h}{T} = \frac{h \cdot \omega}{2\pi} = \frac{w_0 \cdot k \cdot \omega}{4v} \cdot H \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (18),$$

die Gleitzahlverbesserung das $\frac{1}{v}$-fache davon.

[1]) Th. v. K a r m a n , Mechanische Modelle zum Segelflug, ZFM **12,** Heft 14, vom 30. Juli 1921, S. 220 bis 223; besonders Gleichung (14) auf S. 221 links unten; die Formel auf S. 222 rechts entspricht unserer (12); unsere (15) und (16) vervollständigen die Betrachtungen dort auf S. 223 links.

Auch vertikal schwankende W i n d r i c h t u n g gibt nach K n o l l e r[1]) und B e t z[2]) Vortrieb, daher Gleitverbesserung, weil der Mittelwert der Auftriebskomponente in der Flugzeuglängsachse häufig negativ, nach vorn gerichtet ist; denn beim Anblasen von unten ist der Anstellwinkel vergrößert, daher der Auftrieb groß, außerdem nach vorn gerichtet, beim nachfolgenden Anblasen von unten umgekehrt. Eine Näherung, die freilich B e t z' Unterscheidung des einfachsten und des günstigsten Falles verwischt, gestattet die Größe der Wirkung ohne Kenntnis eines besonderen Profils abzuschätzen. Sei der Windwinkel gegen die Wagrechte

$$\beta = \beta_0 \cdot \sin \omega t \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (19)$$

klein, daher sein Sinus gleich dem Bogen, der Widerstand unverändert W_0 und der Auftrieb A dem Anstellwinkel verhältig (α von $A = 0$ ab gezählt!),

$$A = A_0 \frac{\alpha - \beta}{\alpha} = A_0 \left(1 - \frac{\beta_0}{\alpha} \cdot \sin \omega t\right) \quad . \; . \; . \; . \; (20),$$

so ist der zeitliche Mittelwert der wagrechten Luftkraftkomponenten

$$W = \int_0^T \left[W_0 + A_0 \left(1 - \frac{\beta_0}{\alpha} \cdot \sin \omega t\right) \beta_0 \cdot \sin \omega t \right] \frac{dt}{T} =$$

$$= W_0 - \frac{1}{2} A_0 \frac{\beta_0^2}{\alpha} = A_0 \left(\varepsilon - \frac{\beta_0^2}{2\alpha}\right) \quad . \; . \; . \; . \; (21).$$

Die Gleitwinkelverbesserung ist also a n g e n ä h e r t $\frac{\beta_0^2}{2\alpha}$, für die Sinkgeschwindigkeit gilt wieder der v-fache Betrag.

In Übersicht Tafel 1 sind die Ergebnisse zusammengestellt.

3. B r e n n s t o f f v e r b r a u c h.

Der H e i z w e r t eines Brennstoffes wird ausgedrückt in kcal/kg oder gleichwertig in kgm/kg, das sind einfach m. Er stellt

[1]) R. K n o l l e r , Zur Theorie des Segelfluges, ZFM **4,** Heft 2 vom 25. Januar 1913, S. 13 bis 14; dort weitere Quellen.

[2]) A. B e t z , Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges, ZFM **8,** Heft 21 vom 15. November 1912, S. 269.

T a f e l 1: **Übersicht.**

V e r b e s s e r n d e E i n f l ü s s e b e i m S e g e l n.

Einfluß	Verbesserung der Gleitzahl (Zahl)	Verbesserung der Sinkgeschwindigkeit m/s	Bemerkungen
M o t o r :			Hubgeschwindigkeit
Leistung N	$\frac{v_h}{v}$	v_h	$v_h = 75\,\eta\,\frac{N}{G}$ (4)
Vortriebskraft S	$\frac{S}{G}$	$\frac{S}{G}\,v$	auch Seilzug u. dergl.
Brennstoffvorrat B	$\frac{H_b}{l}\,\eta\,\frac{B}{G}$	$\frac{H_b}{t}\,\eta\,\frac{B}{G}$	Brennhöhe H_b (22)
G l e i c h f ö r m i g e r W i n d :			
Aufwind v_a	$\frac{v_a}{v}$	v_a	—
Rückenwind w	$\left(\frac{\varepsilon}{1 + \frac{v}{w}}\right)$	Nicht	ε = Gleitwinkel bei Windstille
W i n d b e s c h l e u n i g u n g : Gleichförmig b	$\frac{b}{g}$	$\frac{b}{g} \cdot v$	—
Stärkeschwankung Einschwenken	$\frac{2}{\pi} \cdot \frac{w_0 k \omega}{g}$	$\frac{2}{\pi}\,\frac{w_0 k \omega}{g} \cdot v$	$w = w_0 (1 + k \sin \omega t)$ (16)
Kreisen	$\frac{w_0 k \omega}{2g} \cdot \cos \varphi$	$\frac{w_0 k \omega}{2g} \cdot v \cdot \cos \varphi$	φ = Nacheilung
Wellenflüge	$\frac{w_0 k \omega}{4} \cdot \frac{H}{v^2}$	$\frac{w_0 k \omega}{4} \cdot \frac{H}{v}$	Wellenhöhe H
Richtungschwankung . . .	$\approx \frac{\beta_0^2}{2\alpha}$	$\approx \frac{\beta_0^2}{2\alpha} \cdot v$	$\beta = \beta_0 \cdot \sin \omega t$ (19)
Darstellung	Flugbahn-	Barographen-	Kurve
Wertung	Räumlich	Zeitlich	
Meßgröße	$\frac{h}{l}$	$\frac{h}{t}$	—
Zuschlag für Ausdauer	$q\,\frac{g}{2}\,\frac{l}{v^2}$	$q \cdot \frac{g}{2} \cdot t$	—
Wertziffer	$\Delta \varepsilon = z$	$\Delta v_0 = Z$	s. Vortrag S. 136
Normalwert	$\varepsilon \approx 0{,}1$	$v_0 \approx 2$ m/s	—

also eine Länge, die »H e i z h ö h e«, dar, aus der eine Brennstoffmenge fallen müßte, um die mechanische Wucht zu erzeugen, die dem chemischen Energieinhalt entspricht. In Tafel 2 sind einige Heizhöhen zusammengestellt.

Tafel 2.
»Heizhöhen« verschiedener Brennstoffe.[1])

Brennstoffart	Nr.	Brennstoff	Heizwert[1]) kcal/kg	»Heizhöhe« km	Bemerkungen
Flüssigkeiten .	1	Benzin	10 600	4 530	
	2	Petroleum	10 200	4 360	—
	3	Benzol	9 590	4 090	
Gase	4	Wasserstoff	28 700	12 260	
	5	Methan	11 900	5 080	—
	6	Azetylen	11 600	4 960	
Sprengstoffe .	7	Benzin + Sauerstoff	1 770	760	Benzinheizwert, bezogen auf 1 kg des Gemisches aus Benzin und der zur Verbrennung nötigen Sauerstoffmenge.
	8	Spreng-gelatine	1 640	700	Andere Sprengstoffe noch weniger.

[1]) Heizwerte nach P. M e y e r, Gibt es eine leichtere Wärmequelle als Benzin? TB (Technische Berichte der Flugzeugmeisterei) Bd. III, Heft 3, 1918, S. 74 bis 75.

Im Motor ist von dieser rechnerischen Höhe nur der Bruchteil ausnutzbar, der dem Wirkungsgrad der Leistungserzeugung entspricht, die »B r e n n h ö h e« H_b. Man berechnet sie am einfachsten unmittelbar aus dem Brennstoffverbrauch b (kg/PSh), der durch Dividieren mit $75 \cdot 3600 = 270\,000$ in kg/kgm oder m^{-1} ausgedrückt wird; der Kehrwert ist also wieder eine Länge, nämlich die Höhe

$$H_b = \frac{270\,000}{b} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (22),$$

aus der eine Brennstoffmenge fallen müßte, um mechanische Energie zu erzeugen, die an der Motorwelle beim Verbrennen dieser Menge entsteht. An der Schraube bleibt die Arbeit verfügbar, die der kleineren Höhe $H_b \cdot \eta$ entspricht. Beide Werte gibt Tafel 3 für verschiedene Beträge des Brennstoffverbrauches b.

Tafel 3.
»Brennhöhe« bei verschiedenem Brennstoffverbrauch.

Brennstoffverbrauch b, kg/PSh	An der Motorwelle: Brennhöhe H_b, km	An der Schraube[1]): Brennhöhe $H_b \cdot \eta$, km
0,10	2700	2000
0,15	1800	1330
0,20	1350	1000
0,25	1080	800
0,30	900	670

[1]) Für $\eta = 0{,}74$ als Schraubenwirkungsgrad.

B kg Brennstoffvorrat liefern also $H_b \cdot \eta \cdot B$ kgm Schraubenarbeit, vermögen daher ein Flugzeug von G kg Gewicht um $H_b \cdot \eta \cdot \frac{B}{G}$ m zu heben. Um diesen Betrag, dividiert durch l bzw. t, wird Gleitwinkel bzw. Sinkgeschwindigkeit verbessert. Teilt man den Betrag durch die Gleitzahl des Flugzeuges, so folgt die F l u g w e i t e s

$$s = H_b \cdot \frac{\eta}{\varepsilon} \cdot \frac{B}{G} = \text{Brennhöhe} \cdot \text{Gütezahl} \cdot \text{Brennstoffanteil} \quad (23).$$

Die »Gütezahl«, Schraubenwirkungsgrad durch Gleitzahl, spielt auch für die Schnelligkeitsberechnung eine Rolle[1]).

4. Wertung.

Im ganzen ergibt sich die Höhe h zwischen Startort und Landepunkt, bezogen auf die Entfernung l zwischen beiden bzw. auf die Flugzeit t, durch Summieren der verschiedenen Einflüsse (da es Verbesserungen sind, ist Höhengewinn positiv zu rechnen)

$$\frac{h}{l} = \frac{\frac{v_h + v_a}{v} + \frac{S}{G}}{1 + \frac{w}{v}} + \frac{H_b}{l} \cdot \eta \cdot \frac{B}{G} + q \cdot \frac{g}{2} \cdot \frac{l}{(v+w)^2} + \frac{\Delta\varepsilon - \varepsilon}{1 + \frac{w}{v}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (24),$$

wo die Glieder ohne l im Nenner um den oben abgeleiteten Rückenwindfaktor zu verkleinern waren, und einfacher

$$\frac{h}{t} = v_h + v_a + \frac{S}{G} \cdot v + \frac{H_b}{t} \cdot \eta \cdot \frac{B}{G} + q \cdot \frac{g}{2} \cdot t + \Delta v_0 - v_0 \quad (26).$$

Darin bedeuten ε und v_0 Normalwerte der Gleitzahl bzw. Sinkgeschwindigkeit, einschließlich eines Abzuges für normale Steuerbetätigung, und in $\Delta\varepsilon$ bzw. Δv_0 sind zusammengefaßt die Verbesserungen dieser Größen

a) durch günstigere Gestaltung, also kleinere ε bzw. $\varkappa \cdot v_I$,
b) durch gutes Fliegen, Vermeiden von Steuerbewegungen usw.,
c) durch Ausnutzen von Windschwankungen der fünf Arten, die oben beschrieben wurden.

Die A u s d a u e r wird dadurch gewertet, daß man dem Flieger gestattet, unter einem Bruchteil $q \cdot g$ der Schwere zu fallen[2]); das gibt in der Zeit t eine Strecke

$$q \cdot \frac{g}{2} \cdot t^2 = q \cdot \frac{g}{2} \cdot \frac{l^2}{v^2} \text{ bzw. } q \cdot \frac{g}{2} \cdot \frac{l^2}{(v+w)^2} \quad . \; . \; . \; . \; (27)$$

die noch durch l bzw. t zu teilen ist.

Führt man statt der »Verbesserungsbeträge« $\Delta\varepsilon$ und Δv_0 Wertziffern z bzw. Z ein und löst (25), (26) nach ihnen auf, so ergeben sich die W e r t u n g s f o r m e l n des Vortrages in vollständiger Gestalt. Man hat darin die Glieder zu streichen, die nicht berücksichtigt werden sollen.

[1]) Vgl. E. E v e r l i n g, Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge, Berichte und Abhandlungen der WGL (Beihefte zur ZFM) 10, April 1923, S. 27 bis 36; besonders S. 30, Abb. 1, S. 31, Spalte 9 der Zahlentafel 2 und S. 32, Gleichung (16) und Anm. 2, Gleichung (16 a).
[2]) Siehe die Erklärung am Ende des Vortrags (S. 40).

IV. Die Vereinigung von Tragflügel- und Strahltheorie zum Entwurf von Treibschrauben.

Vorgetragen von H. G. Bader.

Die für die Flugtechnik entwickelte Aerodynamik gewinnt hervorragenden Einfluß auch auf anderen Gebieten der Verkehrstechnik. So ermöglicht die Herabsetzung des Luftwiderstandes durch aerodynamische Ausgestaltung der Fahrkörper nach Rumpler oder Jaray selbst für langsamfahrende Stadtfahrzeuge, wie die Elektromobile, bis zu 30 vH Gewichtsminderung bei gegebenem Aktionsradius. Doch nicht nur zur Erniedrigung des Widerstandes sondern auch zur Erhöhung der Vortriebskraft kann man die aerodynamischen Forschungsergebnisse verwerten. So hat man für die Beurteilung der Strömungsverhältnisse in den Kreiselmaschinen[1]) neue Gesichtspunkte gewonnen. Verkehrstechnisch noch weit wichtiger ist die außerordentlich weitgehende Aufklärung, die eine folgerichtige Anwendung der aerodynamischen Erkenntnisse auf Treibschrauben ermöglicht. Wie sehr dieses Teilgebiet der Technik noch der Erhellung bedarf, zeigt u. a. der umfangreiche Sitzungsbericht der letzten Versammlung der Schiffbautechnischen Gesellschaft, von dessen beträchtlichem Umfang nicht weniger als ein Drittel der Treibschraubentheorie gewidmet ist. Die Kritik von Pröll und die sich daranschließende Erörterung beweisen die Unzulänglichkeit aller bisherigen Theorien gegenüber Aufgaben der Praxis. Im besonderen sah sich Professor Reißner veranlaßt, auf Grund dieser allgemein bestätigten Erfahrung nicht eine, sondern zwei Arten von Theorien zu fordern; nämlich eine, die mit allen mathematischen Hilfsmitteln alle physikalischen Einflüsse berücksichtigt und so strengsten Anforderungen genügt, aber für die Praxis zu umständlich wäre; und eine zweite, die, auf die Ergebnisse der genauen Theorie sich stützend, das Wesentliche aus den Erscheinungen herausholt, um die Beziehungen zwischen Propellerform und Schiffsform sowie die Leistungen genügend genau abschätzen zu können. Allen Anforderungen streng zu genügen, ist heute noch nicht möglich. Aber die vor allem durch Prandtl und seine Mitarbeiter geförderte Aerodynamik gestattet eine für die Praxis zulängliche Leistungsbilanz und ein anschauliches Strömungsbild zu entwerfen, die die Zusammenhänge zwischen Schraube und Schiff bzw. Flugzeug hinlänglich erhellen. So stellte ich mir als wissenschaftlicher Mitarbeiter der A.-G. Gebrüder Sulzer (Ludwigshafen a. Rh.) die Aufgabe, bis zu welchem Grade die Verminderung der Drehzahl berechtigt ist, die bei Einführung des Zweitaktes an Stelle des Viertaktes für den Schiffsantrieb in Anbetracht der an sich doppelt so guten Hubvolumenausnutzung von den Reedereien zugunsten des Wirkungsgrades und damit des Brennstoffverbrauches gefordert wird. Angesichts dieser Aufgabe versagen die Strahltheorien vollkommen. Denn gerade die Berücksichtigung der Umfangsgeschwindigkeit im Strahl, durch die Betz die Strahltheorie vervollkommnet hat, führt zu der Folgerung, daß infolge der geringeren Steigung bei höherer Drehzahl geringere kinetische Verluste durch die kleineren Umfangsgeschwindigkeiten im Strahl auftreten. Ja, eine weitere Verfeinerung dieser Theorie, die die ungleichförmige Geschwindigkeitsverteilung im Strahl durch die konstruktiv beschränkte Flügelzahl berücksichtigt, ließe mit Erhöhung der Drehzahl auf eine bessere Ausnutzung der Schraubenkreisfläche, also abermals auf eine Minderung der kinetischen Verluste mit Erhöhung der Drehzahl schließen. Es genügt also zur Beurteilung von Strömungsbild und Leistungen nicht den Vorgang so zu behandeln, als ob er sich in einer reibungsfreien Flüssigkeit abspielte und den Einfluß der Zähigkeit lediglich durch nachträgliche Reduktion des »theoretischen« Wirkungsgrades mit einem geschätzten Gütegrad zu berücksichtigen. Z. B. läßt sich der beträchtliche Leistungsgewinn im Kontrapropeller überhaupt nur erklären, wenn man den Einfluß der Zähigkeit auf das Strömungsbild berücksichtigt, also auch Form- und Reibungswiderstand mit gleichem Gewicht, wie den kinetischen Verlust, in die Leistungsbilanz einführt. Dazu ist es natürlich erforderlich, die einzelnen Flügel nach Form und Zahl zu betrachten, also die an und für sich bekannte Strahltheorie zu ergänzen durch eine Behandlung der Schraubenflügel nach der Tragflügeltheorie. Auf eine innige Beziehung zwischen beiden ist vor allem von Betz bereits ausdrücklich hingewiesen worden[1]). Sowohl der Vortrieb von Treibschrauben wie der Auftrieb von Tragflügeln beruht auf dem Impuls, der einer Flüssigkeitsmenge entgegen der gewünschten Kraftrichtung erteilt wird. Dabei erscheint die kinetische Energie der beschleunigten Flüssigkeit als Leistungsverlust, und um diesen Verlust möglichst klein zu halten, hat man, da die Impulsgeschwindigkeit in der Gleichung der kinetischen Energie quadratisch auftritt, in der Zeiteinheit eine möglichst große Flüssigkeitsmenge zu erfassen, um die Impulsgeschwindigkeit möglichst klein halten zu können. Zu dem Zweck vergrößert man den vom Tragwerk eines Flugzeugs umfaßten Luftquerschnitt so weit wie zulässig durch Vergrößerung der Spannweite und der Bauhöhe und erstrebt durch hohe Geschwindigkeit mit diesem Querschnitt eine möglichst große Luftmenge in der Zeiteinheit zu erfassen. Es gilt indessen nicht allein eine möglichst große Menge zu beschleunigen, sondern auch in ihr die Impulsgeschwindigkeit so gleichförmig als möglich zu verteilen. Im besonderen erreicht man beim Einzelflügel eine völlig gleichförmige Verteilung der Abwärtsgeschwindigkeit in dem vom Flügel durchstrichenen Bereich mit einer Verteilung der Zirkulation längs seiner Spannweite nach Maßgabe der Ordinaten eines über der Spannweite gezogenen Halbkreises[2]). Die dann unveränderliche Abwärtsgeschwindigkeit der Luft hat am Flügel bereits den halben Wert, den sie in einiger Entfernung dahinter endgültig erhält. Der Flügel bewegt sich also gleichsam in einer

---

[1]) Neuerdings ist es dem Verfasser gelungen auf Grund der Theorie der gebundenen Wirbel auch die Gleichung der Krimmlinien von Kreiselpumpen zu bestimmen.

[1]) Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust von Albert Betz mit einem Zusatz von L. Prandtl, Göttinger Nachrichten 1919.

[2]) Beim Mehrdecker wird diese günstige Verteilung durch eine Abflachung des Halbkreises geändert; doch hat diese Änderung für Schrauben unter üblichen Arbeitsverhältnissen lediglich die Bedeutung einer Korrektur, die natürlich auch auf die Beziehung zwischen Mittelwert und Höchstwert der Zirkulation zurückwirkt, jedoch diese und den wesentlichen Verlauf der Kurve nicht vollkommen ändert. Man kann also für die Berechnung der Schraubenflügel nach der Tragflügeltheorie in erster Näherung die halbkreisförmige Verteilung als einfachste Abhängigkeit ohne beträchtlichen Fehler übernehmen.

absteigenden Luftströmung, die von ihm selbst durch die wirbelartige Umkreisung seiner Ränder erzeugt wird beim Ausgleich des Überdruckes unter dem Flügel mit dem Unterdruck über dem Flügel (Abb. 1). Da nun die Luftkraft senkrecht zur Strömungsrichtung steht, wird nur ihre zur Flugrichtung senkrechte Komponente als Auftrieb wirksam, während die der Bewegungsrichtung entgegen gerichtete Komponente als (sog. induzierter) Widerstand zu überwinden ist. Die dafür aufzubringende Leistung läßt sich also deuten als Hubleistung, die das stetige Sinken des Flügels in der nachgiebigen Flüssigkeit aufhebt.

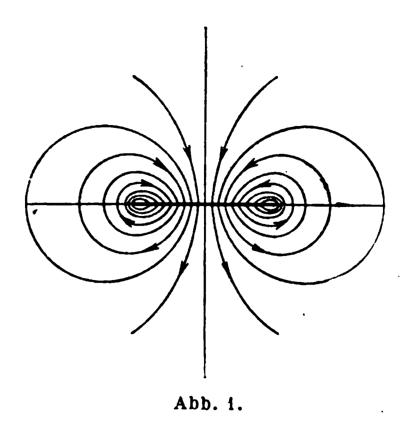


Abb. 1.

Auch bei Treibschrauben tritt im Schraubenkreis, also am Flügel, bereits die halbe Impulsgeschwindigkeit auf, die der Strahl in einiger Entfernung hinter dem Schraubenkreis endgültig besitzt, wovon man sich leicht durch Vereinigung der Impulsgleichung des Schubes mit der Gleichung des zur Stahlerzeugung erforderlichen Drucksprunges in der Schraubenkreisfläche überzeugen kann[1]). Hieraus ergibt sich ein zweiter rechnerisch eindeutiger Hinweis, auf die nahe Beziehung zwischen Trag- und Schraubenflügel. Der Unterschied des Schraubenflügels gegenüber dem Tragflügel besteht lediglich in seiner schraubenförmigen Bewegung und entsprechenden Verwindung (Abb. 2), so daß auch das vom Flügel erzeugte Wirbelband schraubenförmig im Strahl liegt. Die Abwärtsgeschwindigkeit hinter dem Schraubenflügel ist mit der Impulsgeschwindigkeit im Schraubenstrahl identisch[2]). Ein Unterschied in der Leistungsbilanz kommt lediglich dadurch zustande, daß beim Schraubenflügel, nicht wie beim Tragflügel, die Abwärtsgeschwindigkeit der gewünschten Kraftwirkung entgegen gerichtet ist, sondern nur eine mit dem zunehmenden Steigungswinkel nach der Achse abnehmende Komponente derselben, d. h. die axiale Komponente entgegen der Richtung des gewünschten Schubes. Man erhält also, wenn man die Verteilung der Zirkulation am Schraubenflügel nach Maßgabe der für den Tragflügel gültigen Verteilungskurven (Halbkreis usf.) vornimmt, nicht eine Schraube mit kleinstem kinetischen Verlust, da hierzu eine Beziehung zwischen Nutzleistung und Verlust für jedes Flügelelement hergestellt werden muß. Aber das übersichtliche Strömungsbild, welches sich unter Voraussetzung einer gleichförmigen Abwärtsgeschwindigkeit hinter dem Schraubenflügel ergibt, und die klare eindeutige Vorschrift der halbkreisförmigen Zirkulationsverteilung für den Entwurf rechtfertigt durchaus zunächst von dieser auszugehen, zumal die Berücksichtigung des Zähigkeitsverlustes eine Abweichung der Zirkulationsverteilung im Sinne dieser Konstruktionsanweisung gegenüber der genauen Betzschen Theorie erfordert. Wenn man nämlich die Wirkungsgrade der einzelnen Flügelelemente bei unveränderlicher Abwärtsgeschwindigkeit berechnet, so ergeben sich nach der Achse zu abnehmende Wirkungsgrade, während die Geschwindigkeitsverteilung nach Betz auf wesentlich gleichen Wirkungsgrad aller Flügelelemente schließen läßt, der dann natürlich mit dem Wirkungsgrad der ganzen Schraube identisch ist. Daraus ließe sich bei Vernachlässigung der Zähigkeit die Forderung ableiten, die äußeren Flügelteile, gegenüber der halbkreisförmigen Verteilung, unter Entlastung der inneren stärker zu belasten, da sie ja mit höheren Wirkungsgraden arbeiten, und in der Tat ergibt die Betzsche Theorie nach dem Zusatz von Prandtl eine Zirkulationsverteilung mit gegenüber dem Halbkreis nach außen gesteigerten, nach innen abnehmenden Ordinaten. Aber wie man bei der Leistungsbilanz des Tragflügels neben dem induzierten Widerstand durch den kinetischen Verlust den Reibungs- und Formwiderstand durch die Zähigkeit mit mindestens gleichem Gewicht in Rechnung zu setzen hat, so darf auch der Wirkungsgrad der einzelnen Flügelelemente und daraufhin ihre Belastung durch Größe und Lage nicht ausschließlich nach Maßgabe kleinsten kinetischen Verlustes im Strahl berechnet werden, sondern der Profilwiderstand des Schraubenflügels muß in die Berechnung des Wirkungsgrades eingezogen werden und auf die Formgebung des Blattes Einfluß gewinnen. Da bei halbkreisförmiger Verteilung der Zirkulation, die bei geometrisch ähnlichen Profilen längs des Blattes unveränderliche Profilwiderstandszahl nach der Nabe zu wachsenden nützlichen Komponenten der mit dem Anstellwinkel wachsenden Auftriebszahl gegenüber steht und außerdem nach der Nabe zu das Geschwindigkeitsverhältnis sich vorteilhaft verändert, sind die Verluste durch die Zähigkeit gegenüber der Nutzleistung für die inneren Flügelelemente kleiner als für die äußeren, so daß dadurch die größeren Verluste durch die kinetische Energie mindestens zu einem wesentlich gleichen Gesamtwirkungsgrad der einzelnen Flügelelemente ausgeglichen werden. Man hat hierbei freilich weiterhin in Betracht zu ziehen, daß der Zähigkeitsverlust im wesentlichen als ein kinetischer Verlust zu deuten ist durch den Impuls, den der Flügel den ihm unmittelbar benachbarten Flüssigkeitsschichten in seiner örtlichen Bewegungsrichtung erteilt. Wenn nun auch der Verlust der Größe nach infolge der abnehmenden Relativgeschwindigkeit nach der Nabe zu sinkt, bedeutet die zunehmende axiale Komponente in der Vortriebsrichtung eine Herabsetzung der an sich schon unbeträchtlicheren axialen Komponenten der unveränderlichen Abwärtsgeschwindigkeit hinter dem Flügel. Eine genaue Theorie, die, wie Reißner fordert, »in alle mathematischen und physikalischen Schlupfwinkel hineinleuchtet«, hat also bei Berechnung der Zirkulationsverteilung nicht wie bisher ausschließlich den kinetischen Verlust durch die Impulsgeschwindigkeit senkrecht zur Bewegungsrichtung des Schraubenflügels, sondern die beschränkte Flügelzahl und die durch die Zähigkeit im Strahl ungleichförmig verteilte Geschwindigkeit in Richtung der Bewegung nach Größe und Richtung zu berücksichtigen. Bis dahin hat die halbkreisförmige Verteilung der Zirkulation als die einfachste Gesetzmäßigkeit zu gelten, die den widersprechenden Forderungen für die Belastungsverteilung zur Verminderung von Strahl- und Zähigkeitsverlust hinlänglich gerecht wird. Sie gewährt durch die unveränderliche Abwärtsgeschwindigkeit im Bereich des Flügels nicht nur ein besonders einfaches und anschauliches Strömungsbild, dessen Kenntnis ja auch schon für die richtige Annahme der Strömungsrichtung für jedes Element beim Entwurf erforderlich ist, sondern sie gewährt auch zwanglos eine stetige Abnahme der Luftkräfte nach der Spitze und der Nabe zu[1]). Der Entwurf selbst erfolgt nun in der Weise, daß man in die Ordinaten des Halbkreises die Relativgeschwindigkeit, die sich als Schlußlinie im Dreieck der axial gerichteten Marschgeschwindigkeit und der senkrecht dazu liegenden Umfangsgeschwindigkeit ergibt, dividiert (Abb. 3). Damit erhält man eine Größe, die dem Produkt von Flügeltiefe und wirksamem Anstellwinkel an jeder Stelle des Flügels proportional ist (ausgezogene Kurve). Macht man nun auf Grund der Festigkeitsrechnung eine plausible Annahme für die Blattbreite etwa in der Art, daß sie für die innere Flügelhälfte wesentlich unveränderlich, für die äußere wesentlich elliptisch

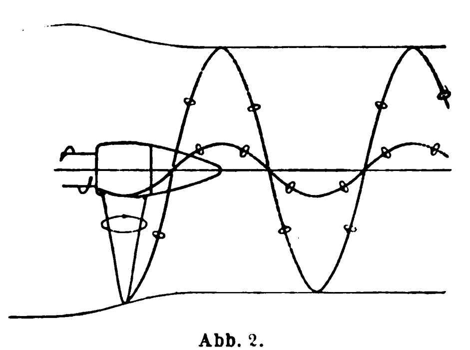


Abb. 2.

[1]) Zusatz von L. Prandtl zu Bendemann-Madelung, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei II S. 78.

[2]) Dies muß ausdrücklich festgestellt werden, da Pröll a. a. O., S. 321, glaubt, neben dem Randwirbelverlust noch einen besonderen axialen Austrittsverlust annehmen zu müssen.

[1]) Der endliche Durchmesser der Nabe wird in der Betzschen Theorie überhaupt nicht berücksichtigt; die Abnahme der Zirkulation an der Blattspitze erst in dem Zusatz von Prandtl durch eine nicht fehlerfreie Reduktion der für unendliche Flügelzahl gültigen Zirkulationswerte.

verläuft (gestrichelte Kurve), so ergibt sich schließlich eine stetige Zunahme des Anstellwinkels vom Rand bis etwa ins innere Drittel des Flügels, von wo er stetig bis zum Verschwinden an der Nabe sinkt (strichpunktierte Kurve). Diese Abhängigkeit steht im wesentlichen im Einklang mit einer auf vielfältigen Erfahrungen begründeten Regel von Zeise, wonach die Steigung hyperbolisch nach der Nabe zunehmen soll; schließt aber dabei die Gefahr aus, für die innersten Flügelteile durch ein Abreißen der Strömung den Formwiderstand außerordentlich zu steigern. Die Annahme unveränderlicher Abwärtsgeschwindigkeit im Strahl läßt, unabhängig von deren Richtung, den Verlust an kinetischer Energie besonders einfach berechnen. Da sich für rohe Mittelwerte der Profilwiderstandszahl und der Blattbreite der Leistungsverlust durch die Zähigkeit ebenfalls auf eine besonders einfache Form bringen läßt, wozu ich auf meine rechnerische Behandlung der Aufgabe im ersten Septemberheft der Zeitschrift »Werft-Reederei-Hafen 1923« verweise, läßt sich die gesamte Leistungsbilanz einer Schraube leicht überblicken. Man hat nur noch in gleicher Weise, wie man beim Flugzeug zum Widerstand des Tragwerks den Widerstand der nichttragenden Bauteile als sog. schädlichen Widerstand hinzuzufügen hat, zu den beiden genannten Verlusten noch den Leistungsaufwand zur Überwindung des Nabenwiderstandes zuzuzählen.

Zur Berechnung des Wirkungsgrades, d. h. des Verhältnisses der abgegebenen zur aufgewandten Leistung hat man bei Kraftmaschinen lediglich von der Einheit die Leistungsverluste im Verhältnis zur aufgewandten Leistung abzuziehen. Bei einer Arbeitsmaschine aber, wie sie die Treibschraube als Axialgebläse ohne Leitvorrichtung darstellt, hat man die Einheit im Zähler dadurch zu verringern, daß man der Einheit im Nenner die Verluste im Verhältnis zur Nutzleistung der Maschine hinzufügt. Durch diese Addition zur Einheit wird der Einfluß einer kleinen Änderung der Verluste auf den Wirkungsgrad, der sich ja durch Kraft- und Geschwindigkeitsmessungen ermitteln läßt, herabgesetzt und dadurch die Beurteilung des Erfolges konstruktiver Maßnahmen erschwert. Ebenso lassen sich auch die einzelnen Verlustquellen aus systematischen Messungen nur unsicher der Größe nach ableiten. Die rechnerische Trennung der drei Verlustquellen gestattet jedoch den Einfluß einzelner Änderungen, z. B. von Drehzahl oder Durchmesser bei gleichen Voraussetzungen zu verfolgen und damit grobe Fehler zu vermeiden. So ergibt sich für Schnelläufer ein so wesentlich höherer Zähigkeitsverlust, daß die Abnahme des kinetischen Verlustes stark zurücktritt und die Verminderung der Nutzleistung gegenüber Langsamläufern bei aerodynamisch plausiblen Annahmen den Erfahrungen durchaus entspricht[1]).

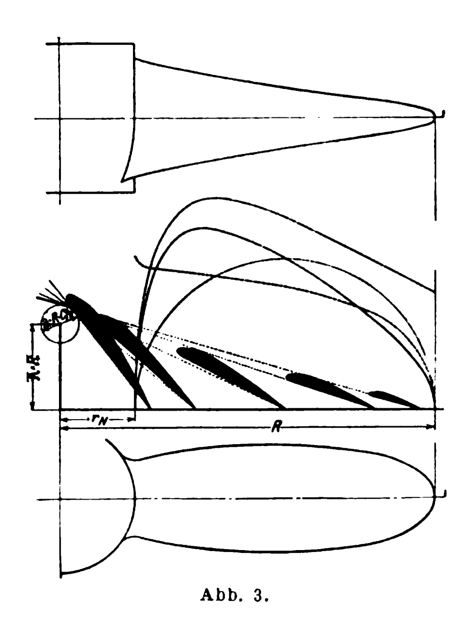


Abb. 3.

Berücksichtigt man, daß die Zähigkeit das Wasser wesentlich in der Bewegungsrichtung des Flügels beschleunigt, so läßt sich auch der erhebliche Leistungsgewinn im Kontrapropeller durch die Ablenkung der Strahlumfangsgeschwindigkeit in axialer Richtung erklären. Gegenüber der freifahrenden Schraube hat man bei Berechnung des Wirkungsgrades zu berücksichtigen, daß der Widerstand des Schiffes bzw. der benachbarten Bauteile im Flugzeug die Geschwindigkeit im Arbeitsbereich der Schraube gegenüber der Eigengeschwindigkeit des Fahrzeugs herabsetzt. Im gleichen Verhältnis sind danach die Verluste im Nenner des Wirkungsgrades zu vermindern. Dabei kann man mit diesem Reduktionsfaktor auch die Änderung des Strömungsbildes durch den Zähigkeitsverlust näherungsweise berücksichtigen.

Das Ergebnis meiner Ausführungen darf ich etwa wie folgt zusammenfassen:

Die Vereinigung der Tragflügeltheorie mit der Schraubenstrahltheorie gewährt ein außerordentlich übersichtliches Bild der Strömung und damit des Zusammenhanges zwischen Propeller und Fahrzeug. Als Rechenvorschrift ergibt die halbkreisförmige Verteilung der Zirkulation, wie sie zur Herabsetzung des induzierten Widerstandes eines Eindeckers nach Prandtl gefordert werden muß, bei Schraubenflügeln besonders übersichtliche Strömungsverhältnisse durch die unveränderliche Abwärtsgeschwindigkeit im Bereich des Blattes und eine Schubverteilung über das Blatt, die der Verteilung bei kleinsten Gesamtverlusten durch kinetische Energie und Zähigkeit naheliegt. Planmäßige Abänderung der halbkreisförmigen Verteilung gestattet in einem vorliegenden Falle die günstigste Schraube zu ermitteln, deren rechnerische Bestimmung bisher nur unter unzulässiger Vernachlässigung der Zähigkeit und der endlichen Flügelzahl möglich war.

Aussprache:

Schütte: Der sehr interessante Vortrag des Herrn Bader erweckt in mir lebhafte Erinnerungen an die Zeiten, da ich mich noch mit Schiffswiderstand- und Propellerversuchen in der von mir gebauten und geleiteten Schleppversuchsstation des Norddeutschen Lloyd beschäftigte. Sie liegen einige 20 Jahre zurück. Zu meiner Freude kann ich feststellen, daß seit der Zeit die Untersuchungen große Fortschritte gemacht haben, die insbesondere der Motorluftfahrt zugute kommen.

Ein wesentlicher Faktor bei der Konstruktion von Propellern ist die richtige Wahl der Beschleunigung. Es läßt sich leicht beweisen, daß kleine Propeller mit hoher Tourenzahl und hoher Beschleunigung geringeren Nutzeffekt haben, als Propeller mit größerem Durchmesser und geringerer Beschleunigung der Luft oder des Wassers.

Die Aktion des Propellers treibt als Reaktion das Schiff, oder das Flugzeug vorwärts. Die Schraube beschleunigt die Luft nach achtern. Die Schubkraft aber ist die Beschleunigung, multipliziert mit der Masse des beschleunigten Mediums. Für eine bestimmte Geschwindigkeit ist der Widerstand konstant, also auch die Kraft, oder der Schub zur Überwindung dieses Widerstandes. Diese Kraft kann sich nun entweder aus einer geringen Menge mit großer Beschleunigung, oder aus einer großen Menge mit geringer Beschleunigung ergeben.

Es sei:

- P das innerhalb der Schraube nach achtern beschleunigte Medium,
- s die Endbeschleunigung, mit der es als Geschwindigkeit austritt,
- R der Widerstand des bewegten Körpers,
- g die Beschleunigung durch die Schwere,
- V die Eigengeschwindigkeit des Körpers.

Dann ist

$$R \times V = \frac{P}{g} \cdot s \times V.$$

Ist die Widerstands- und Reibungsarbeit der Schraube selbst A, so ist außer ihr noch ein weiterer Energieaufwand nötig, nämlich die lebendige Kraft des aus der Schraube austretenden Mediums

$$\frac{P}{2g} \cdot s^2.$$

Demnach ist der Nutzeffekt

$$\eta = \frac{\frac{P}{g} \cdot s \cdot V}{A + \frac{P}{g} \cdot s \cdot V + \frac{P}{2g} \cdot s^2}$$

A sei ein Teil a der Arbeit

$$\frac{P}{g} \cdot s \cdot V = a \cdot \frac{P}{g} \cdot s \cdot V$$

dann wird

$$\eta = \frac{V}{a \cdot V + V + \frac{s}{2}}$$

[1]) Johows Hilfsbuch für den Schiffbau 1920, S. 382.

Je kleiner also s, die Beschleunigung, wird, desto größer ist η, der Nutzeffekt.

Es ist daher leicht einzusehen, daß es am zweckdienlichsten ist, die beschleunigte Masse möglichst groß und ihre Beschleunigung möglichst klein zu machen, weil dann der Nutzeffekt des Propellers steigt. Hierdurch werden große Durchmesser bedingt. Auch erhellt aus dieser Ableitung, daß der Effekt des Propellers mit dem sog. Vorstrom wächst, womit aber nicht gesagt sein soll, daß bei gleichbleibender Maschinenleistung auch die Geschwindigkeit größer wird, da im allgemeinen mit der Zunahme des Vorstroms eine Vergrößerung des Widerstandes verbunden ist. Was also an Effekt gewonnen wird, geht durch den vermehrten Widerstand oft verloren. Der Idealpropeller wäre nun diejenige Schraube, die stoßfrei arbeitet und von ihren Flügelspitzen angefangen bis zu den Flügelfüßen an allen Punkten ihrer austretenden Kanten das in ihren Wirkungsbereich hineingezogene Medium möglichst gleichmäßig beschleunigt, und zwar derart, daß die Endbeschleunigung des austretenden Mediums an den verschiedenen Punkten des Radius gleich ist.

Aus der nachfolgenden Abb. 4 kann man solchen Idealpropeller ableiten.

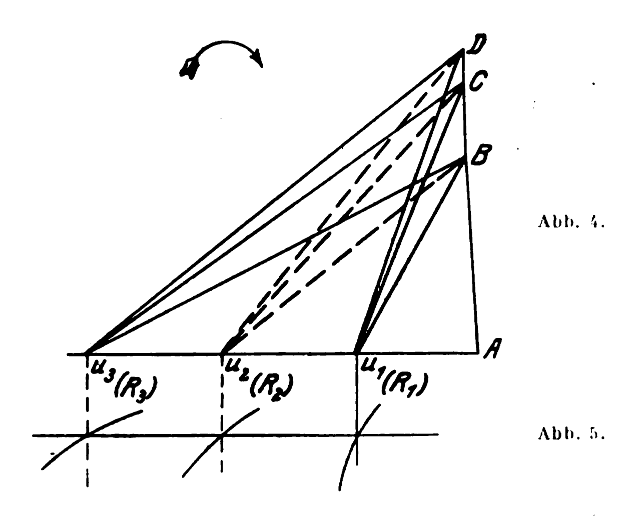


Abb. 4.

Abb. 5.

Es sei:

AB die Geschwindigkeit des bewegten Körpers durch Wasser oder Luft in m/s;

BC die durch die Schraube dem Medium zu erteilende Beschleunigung, die sich bei gegebenem Widerstand, angenommenem Durchmesser und bestimmter Tourenzahl leicht errechnen läßt;

CD der Slip in Prozenten der Geschwindigkeit oder Beschleunigung;

u_1, u_2, u_3 seien die den Radien R_1, R_2, R_3 entsprechenden Umfangsgeschwindigkeiten, ebenfalls in m/s. Dann stellen die Linien R_1B, R_1C, R_1D .... R_3B, R_3C, R_3D die Steigungen der einzelnen Flügelquerschnitte für die entsprechenden Radien dar (Abb. 5).

In Abb. 6 sehen wir einen Flügelquerschnitt, da wir in der Praxis mit mathematischen Linien leider nicht auskommen. Wir unterscheiden EK, die eintretende Kante, den Schubteil, den Slipteil und AK, die austretende Kante.

Abb. 6.

Sache der modernen Forschung ist es, Druck- und Sogseite solchen Querschnitts und seine Kulpigkeit zu untersuchen.

Prandtl: Herrn Geheimrat Schütte möchte ich entgegnen, daß seine Darlegungen, die den Standpunkt des älteren Schiffbaus darstellen, in gewissem Sinne immer noch die Grundlage der Propellertheorie geblieben sind. Was wir Neueren wollen ist, die aus elementarmechanischen Betrachtungen hervorgehenden früheren Anschauungen durch Anwendung der Beziehungen moderner Strömungslehre zu verfeinern. Während man sich früher nur um die Gestaltung der Druckfläche des Propellers gekümmert hat, die man als eine Schraubenfläche gestaltete, und sich um die Saugseite nicht kümmerte, wissen wir heute, daß diese gerade sehr wesentlich ist, daß es auf das Profil als Ganzes ankommt, und wir wissen auch von der gegenseitigen Beeinflussung der Schraubenblätter. Die Strömung an den Blättern und zwischen den Blättern wird im einzelnen verfolgt. Früher faßte man alles, was man hierüber nicht wußte, in den Begriff »Slip« zusammen, wunderte sich über den »negativen Slip«, der heute als Wirkung der Saugseite des dicken Profils erkannt ist (soweit nicht der »Vorstrom« mitspielt).

Was die Ausführungen des Herrn Dr. Bader betrifft, so habe ich mir nach der abgekürzten Wiedergabe im Vortrag kein völlig zutreffendes Bild über seine Methode machen können. Ich halte die von Herrn Dr. Betz und mir angegebene Vorschrift für einfacher, aber auch die Zirkulationsverteilung nach einem Halbkreis kann, richtig durchgeführt, ganz gute und richtige Schrauben liefern. Es hat sich auch bei Tragflächen immer gezeigt, daß man die Auftriebs- oder Zirkulationsverteilung in ziemlich weiten Grenzen ändern darf, ohne daß irgendwelche nachweisbare Verluste auftreten, wenn man nur einigermaßen in der Nähe der günstigsten Verhältnisse bleibt.

A. v. Parseval: Zur Konstruktion einer Schraube ist zunächst die Verteilung des Schraubenschubs über die Länge des Schraubenflügels festzusetzen. Der Schub muß entsprechend der den einzelnen Teilen des Flügels zur Verfügung stehenden Luftmasse verteilt sein, also entsprechend dem Trapez der Abb. 7. Um dem Verlust an der Nabe Rechnung zu tragen geht die schräge Trapezseite nicht durch die Achse der Schraube, sondern durch einen etwa um 9 vH des Radius davon entfernten Punkt.

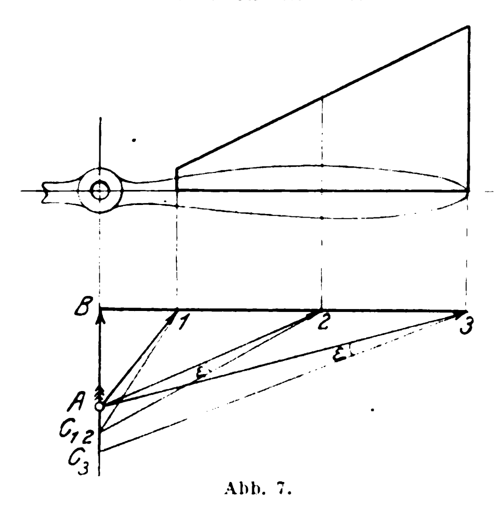


Abb. 7.

Nach Festsetzung des Schubes kommt die Bestimmung des Stoßwinkels der Profile derart, daß der Gleitwinkel des einzelnen Profils ein Minimum wird, wobei auf die gewählte Profilform Rücksicht zu nehmen ist. Dann folgt hieraus die Breite der Profile zwangläufig. Die Breite wird nur an den innersten Flügelpartien so groß, daß sie praktisch unausführbar wird und der vorgegebene Schraubenschub nicht ganz erreicht wird. Das hat auf den Effekt im ganzen keinen merklichen Einfluß.

In Abb. 7 ist das Geschwindigkeitsdiagramm der Schraube wiedergegeben. AB ist die Fahr-, $B3$ die Umfangsgeschwindigkeit. Die Strahlen $A1$, $A2$, A3 sind die wirklichen Geschwindigkeiten der Profile 1, 2, 3.

Trägt man nun die Gleitwinkel der Profile von den Punkten 1, 2, 3 an die Geschwindigkeitsvektoren an, wie in Abb. 2 geschehen (sie mögen die Achse AB in den Punkten C_1, C_2, C_3 schneiden), so erhält man den Effekt des einzelnen Profils η aus dem Verhältnis

$$\eta_1 = \frac{AB}{AC_1},$$

was für 1 und 2 in dem vorliegenden Fall 80 vH gibt, für 3 : 69 vH.

Die Methode gibt zeichnerisch eine sehr gute Übersicht über die Effekte der Schraube. Im vorliegenden Fall ist der Gleitwinkel ε für alle drei Profile gleich $^1/_{10}$ genommen.

Allgemein läßt sich sagen, daß mit zunehmendem Radius der Schraube von einem gewissen Punkt ab der Abstand AC_n immer größer werden muß, weil der Gleitwinkel ε konstant bleibt und AC etwa proportional ($r \sin \varepsilon$) wächst, wo r den Profilabstand von der Achse bedeutet. Es wird der Effekt $\frac{AB}{AC}$ also immer schlechter, je weiter man den Schraubenradius vergrößert und damit begrenzt sich auch der nützliche Durchmesser der Schraube.

Am besten ist der Totaleffekt, wenn alle Teile der Schraube mit dem gleichen Effekt arbeiten; also die sämtlichen Strahlen $1C_1$, $2C_2$, die sich in einem Punkt schneiden. Der Satz gilt mit der Einschränkung, daß auf der Schraube keine Stoßwinkel angewendet sind, bei welchen eine Unstetigkeit der Funktion $C_A = f(\alpha)$ eintritt.

Der Beweis ist folgendermaßen zu führen: Nimmt man von dem schlechteren Profil 3 ein Flächenelement weg und teilt es dem besseren Profil 2 zu, so verbessert sich offenbar der Effekt, da das Element vorher mit 69 vH, jetzt mit 80 vH arbeitet. Freilich wird dadurch die Belastung der besser arbeitenden Tiele der Schraube gesteigert; das hat aber zunächst keinen Einfluß. Bei weiterer Fortsetzung des Verfahrens würden allerdings die stark belasteten Teile an der Spitze verschwinden, die Belastung der Schraube in der Mitte würde merklich zunehmen und damit auch der Effekt dieser Teile sich etwas verschlechtern: ein Ausdruck der Tatsache, daß man die Schraube auch nicht zu klein machen darf. Immerhin würde es im vorliegenden Fall der Figur vielleicht möglich sein, den Schraubendurchmesser etwas zu vermindern, sofern auf den Effekt bei Höchstgeschwindigkeit vorwiegend Rücksicht genommen wird und nicht die Rücksicht auf den Schub im Stand stark mitspricht.

Bemerkung: In der Aussprache wurde hervorgehoben, daß der Randverlust der Schraubenflügel an der Flügelspitze hierbei nicht berücksichtigt sei. Ich habe denselben zu erwähnen allerdings vergessen. Doch ist der Einfluß nicht so erheblich, als die Redner ihn darstellten. Es kommt auf eine mäßige Abrundung der Diagrammspitze in Abb. 7 hinaus. Für den Konstrukteur, der die Schraube auf Festigkeit bauen muß, ist es zweckmäßig, hiervon abzusehen. Man erhält etwas größere Biegungsmomente und arbeitet mit einem gewissen Überschuß auf der sicheren Seite. Auch ist es sehr angenehm ein wenigstens annähernd richtiges rechnerisch gut erfaßbares Bild der sämtlichen Kraftwirkung vor Augen zu haben. Ich bemerke nur, daß auch die tangentialen Luftkräfte dann sämtlich bekannt sind. Will man genauer arbeiten, so ist es natürlich auch leicht möglich, das verbesserte Diagramm zugrunde zu legen. Mir war es im vorliegenden Fall in erster Linie um Darlegung der Arbeitsmethode zu tun.

Prandtl: Die Ausführungen des Herrn v. Parseval veranlassen mich einige Bemerkungen nachzutragen, die ich vorhin, um mich kurz zu fassen, unterdrückt hatte. Es handelt sich wohl kaum darum, jedem Element der Schraube den gleichen Wirkungsgrad zu geben, sondern jedem einen möglichst günstigen zu geben und den Schub zugleich so zu verteilen, daß die günstigeren Elemente stärker belastet werden als die weniger günstigen. Es muß eben der gesamte Energieverlust ein Minimum werden, und die beste Verteilung folgt aus dieser Forderung. Die von Herrn v. Parseval angegebene Verteilung ist wichtig für die Schraube mit unendlich vielen Flügeln. Bei der von endlicher Flügelzahl erhält man als Günstigstes eine Verteilung, bei der Schub und Zirkulation an der Flügelspitze auf Null herabsinken, ähnlich wie dies bei den Tragflügeln der Fall ist. Die Theorie stellt für die genauere Verteilung die Forderung auf, daß das von der Schraube in die Luft hineingeschnittene Schraubengebilde sich in der Strömung hinter der Schraube wie ein starres Gebilde weiterbewegen soll, was natürlich nur bei einer ganz bestimmten Schubverteilung zutrifft. Der Badersche Ansatz ist von diesem Standpunkt als eine praktische Näherungstheorie aufzufassen. Ich bin dabei nach dem Vorgetragenen allerdings im Zweifel, ob die Beeinflussung der Strömung durch die Schraubenwirbel, die sich in der Strahltheorie in der Strahlgeschwindigkeit ausdrückt, hier richtig zur Darstellung gelangt. Wie ich Herrn Dr. Bader verstanden habe, behandelt er jeden Flügel wie einen Eindecker, der von den übrigen Flügeln nicht beeinflußt wird. Das wäre entschieden nicht zulässig.

Pröll: Im Anschluß an die letzten Ausführungen von Professor Prandtl über die Zirkulationsverteilung am Propellerflügel und über die mehr oder minder günstige Wirkung verschiedener Annahmen hierüber möchte ich auf die interessanten Entwicklungen hinweisen, die Prof. Grammel in seiner vor etwa 6 Jahren veröffentlichten Propellertheorie bezüglich dieses Punktes gibt. Wenn auch seine allgemeinen Ansätze mancherlei Vereinfachungen der Strömung voraussetzen, so erlauben sie doch eine sehr weitgehende Anpassung der Theorie an die in der Praxis bewährten Propellerformen. Grammel erreicht dies durch besondere gesetzmäßige Zirkulationsverteilung, welche den Forderungen von Bader und Prandtl im wesentlichen nachkommt und von der man daher erwarten darf, daß sie, um mit Herrn Prandtl zu sprechen, in Wirklichkeit sich auch gut und »vernünftig« verhalten wird.

Ich sehe mich zu dieser Erinnerung hauptsächlich auch durch die Bemerkung veranlaßt, welche Herr Dr. Bader über die systematischen Propellerversuche und die daraus zu ziehenden Gesetzmäßigkeiten gemacht hat. Da wäre es nun m. E. eine dankbare Aufgabe, in den Schleppversuchsanstalten Vergleichsversuche mit Propellern anzustellen, die sowohl nach der Grammelschen Berechnungsweise wie auch mit solchen nach Dr. Baders Empfehlung gebaut sind. Man würde dabei feststellen können, wieweit die theoretischen und die praktisch ermittelten Schub-, Momenten- und Wirkungsgradzahlen übereinstimmen; denn da jede Theorie mit vereinfachenden Annahmen zu rechnen genötigt ist, und da weiter auch das hydro- bzw. aerodynamische Verhalten der Flügelprofile im Verbande des Schraubenflügels und der ganzen Schraube durchaus noch nicht geklärt ist, so werden bei diesen Versuchen jedenfalls solche Differenzen auftreten. Gerade diese aber können bei systematischem Vorgehen dazu führen, die theoretischen Annahmen zu korrigieren. So lassen sich, wie ich es (in einer in Druck befindlichen Arbeit) getan habe, interessante Schlüsse aus den Versuchen auf die mittleren Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten von Schraubenflügelquerschnitten ableiten. Eine ähnliche Methode hat G. de Bothezat im Jahrbuch 1922 des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt dazu benutzt, um Profilmessungen bei hohen Kennziffern (große Umfangsgeschwindigkeiten) mit besonders gebauten Schrauben auszuführen.

Ich glaube, daß hier ein nicht undankbares Feld für eine weitere Betätigung der hydrodynamischen Versuchsanstalten vorliegt, aus der für die Entwicklung einer einfachen aber den wirklichen Verhältnissen nahekommenden Vereinigung von Theorie und Praxis wertvolle Ergebnisse zutage gefördert werden können.

Bader (Schlußwort): Da die Herren Vorredner sich der Zeichnung als der Sprache des Ingenieurs bedient haben, bitte ich Ihnen auch in dieser erwidern zu dürfen. Die von Herrn Geheimrat Schütte geforderte Berücksichtigung des Slips findet beim Entwurf tatsächlich statt, indem man das Geschwindigkeitsdreieck nicht einfach aus Vorwärtsgeschwindigkeit und Umfangsgeschwindigkeit zusammenfügt, sondern am Endpunkt des Vektors der Vorwärtsgeschwindigkeit einen kleinen Kreis zieht, dessen Halbmesser der unveränderlichen Abwärtsgeschwindigkeit unmittelbar unter dem Flügel entspricht. Man hat dann die Schlußseite des Dreiecks, um die Strömungsrichtung zu ermitteln, lediglich als Tangente an diesen Kreis anzulegen (Abb. 3). Bezeichnet man mit wirksamem Anstellwinkel den Winkel zwischen der Bewegungsrichtung und derjenigen Strömungsrichtung bei der der Auftrieb des Flügels verschwindet, so ist an die so erhaltene Strömungsrichtung das Profil jeweils nur unter dem berechneten wirksamen Anstellwinkel anzulegen. Diese Berechnung vollzieht sich, womit ich Professor Prandtls Frage beantworte, im einzelnen in der Weise, daß sich unter Berücksichtigung des Nabenhalbmessers über dem Halbmesser der Schraube einen Halbkreis ziehe. Die Ordinaten dieses Halbkreises verkleinere ich nun für die äußere und vergrößere ich für die innere Flügelhälfte mit dem Verhältnis der Relativgeschwindigkeiten gegenüber der Relativgeschwindigkeit der Flügelmitte. Aus der so erhaltenen ausgezogenen Kurve ermittle ich nun durch Division mit den Blattbreiten, für die ich nach Maßgabe der Festigkeitsansprüche etwa den punktierten Verlauf längs der Spannweite voraussetze, eine Größe, die dem wirksamen Anstellwinkel proportional ist (strichpunktierte Kurve). Unter diesen Winkeln brauche ich nun nur die ebenfalls in Rücksicht auf die Festigkeitsansprüche ausgewählten Profile, die sich natürlich zu einer stetigen Flügelform vereinigen lassen müssen, an die Strömungsrichtung anzulegen, um die Schraube nach Form und Verwindung zu bestimmen. Die absolute Blattbreite, z. B. für die Flügelmitte, ergibt sich rechnerisch aus einer aerodynamischen Beziehung zwischen Zirkulation und Abwärtsgeschwindigkeit hinter dem Flügel. Die sehr richtige Anregung von Professor v. Parseval, Flügelelemente höheren Wirkungsgrades auch erhöht zur Schubleistung heranzuziehen, ist in der Tat mit dieser Rechenvorschrift — um nicht Theorie zu sagen — erfüllt. Denn gegenüber der Betzschen Zirkulationsverteilung sind bei der halbkreisförmigen Verteilung bereits die inneren Flügelelemente stärker belastet, in Rücksicht auf ihre geringeren Zähigkeitsverluste. Die Schwierigkeit, die Leistungsbilanz für eine Änderung in der Belastungsverteilung nachzuprüfen, beruht nur darin, daß sich dann auch andere Verteilungen für die Abwärtsgeschwindigkeit am Flügel ergeben, doch können hierzu, wie Professor Pröll angeregt hat, die Grammelschen Ansätze Verwendung finden. Zur Leistungsbilanz der ganzen Schraube darf ich vielleicht zur Ergänzung nun auch die algebraische Gleichung für den Wirkungsgrad anschreiben

$$\eta = \frac{L/\chi}{L/\chi + E + Z + N} = \frac{1}{1 + \chi\left(\frac{E}{L} + \frac{Z}{L} + \frac{N}{L}\right)}.$$

Hierin bedeuten: L die Nutzleistung der Schraube und E, Z, N die Verluste durch kinetische Energie, durch Zähigkeit und durch den Nabenwiderstand. Der Verlust durch die kinetische Energie

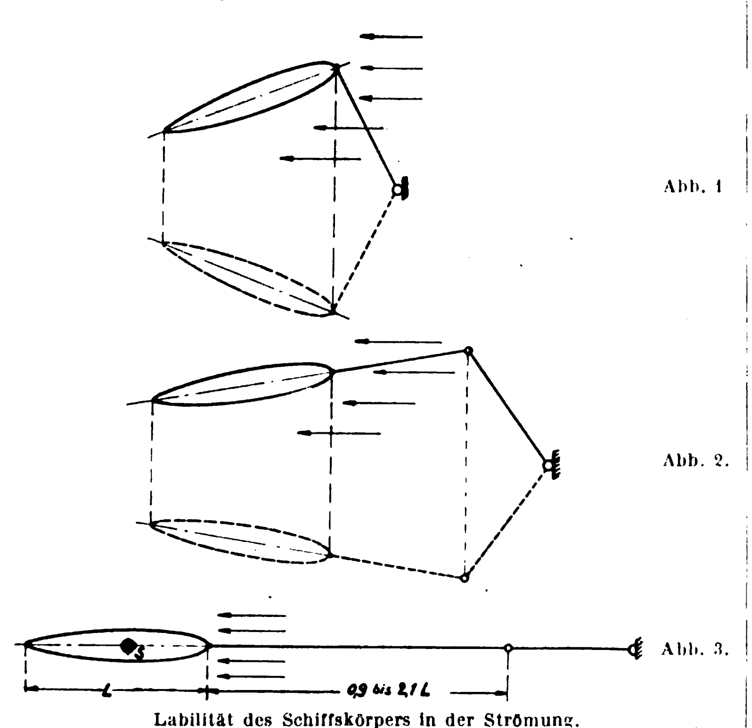
wird nach Maßgabe der Flügelzahl und der Steigung vergrößert gegenüber dem für unendliche Flügelzahl berechneten Wert nach einer Vorschrift, die Munk zur Berechnung des induzierten Widerstandes von Mehrdeckern angegeben hat. Dabei tritt nicht nur die mangelhafte Ausnutzung der Schraubenkreisfläche durch die kleine Flügelzahl sondern auch die gegenseitige Beeinflussung der Flügel in Rechnung. χ ist der Vorstromfaktor, durch den die Eigengeschwindigkeit des Fahrzeuges zur Marschgeschwindigkeit der Schraube vermindert wird. Entsprechend der umgekehrt mit χ proportionalen Steigerung der Nutzleistung sind die Verluste unmittelbar mit diesem Faktor zu vermindern, wobei man, wie gesagt, die Beschleunigung der Flüssigkeit durch die Zähigkeit in der Nachbarschaft der Flügel in deren Bewegungsrichtung durch eine Vergrößerung von χ berücksichtigen kann.

V. Neuere Forschungen im Luftschiffbau.

Vorgetragen von H. Naatz.

I. Strömungskräfte am fahrenden Luftschiff und die Ausbildung des Leitwerkes.

Wenn ich mir erlaube, Ihnen heute über aerodynamische Versuche an Luftschiffmodellen zu berichten, so geschieht es deshalb, um zu zeigen, daß die Aerodynamik des Luftschiffes mehr Beachtung verdient, als es bisher der Fall war. Die Fragen, wie man das Luftschiff am besten stabilisiert und lenkt, und welchen Beanspruchungen es in der Luft ausgesetzt ist, sind so wichtig, daß von ihnen die weitere Entwicklung des Luftschiffes in hohem Maße abhängt, mehr als früher, als man Geschwindigkeiten von 30—35 m/s noch nicht kannte und die Wirkungen der Luftströmung weniger spürte. Die Aerodynamik ist imstande, wesentliche Aufschlüsse zu geben, wenn sie systematisch angewendet wird, und die L.F.G. und, soviel ich weiß, der L.Z. bearbeiten nun seit Jahren diese Materie. In letzter Zeit ist auch die »Lustuv« hinzugetreten. Das, was ich jetzt vorzutragen die Ehre habe, stammt zum größten Teil von der L.F.G. und von der Lustuv, die mir das Wissenswerteste aus ihrem Material zur Veröffentlichung in dankenswerter Weise überlassen haben.



Labilität des Schiffskörpers in der Strömung.

Ich beginne das Studium der Luftkräfte, indem ich erst bekannte Erscheinungen durch möglichst anschauliche Beispiele erläutere. In Abb. 1 sehen wir, wie sich ein länglicher Körper, — er braucht nicht immer tropfenförmig zu sein, — im Luftstrome verhält. Fassen wir ihn, den wir uns im übrigen gewichtslos denken müssen, mit einer Leine am Kopfe, so stellt er sich schräg gegen die Strömung und kreist, weil er sich in der Ebene, senkrecht zum Bilde, ebenfalls schräg stellen will, in der angedeuteten Kegelfläche herum. Dieser Vorgang ist schon lange bekannt, und Prof. v. Parseval ist wohl der erste, der darauf hinwies, daß die resultierende Luftkraft außerhalb des Körpers sich befinden muß. Wie das aufzufassen ist, sagt Abb. 2, in der der Körper mit einer aus dem Kopfe herauswachsenden Stange versehen und die Leine am Ende dieser Stange befestigt ist. Die Lage und Richtung der resultierenden Luftkraft wird hier, wie auch im ersten Falle durch die gespannte Leine angedeutet; nur ist jetzt die Neigung des Körpers gegen die Strömung kleiner geworden. Um sie zu null zu machen, muß die Stange erheblich länger gemacht werden, wie in Abb. 3. Hier liegt die resultierende Luftkraft in der Achse des Körpers und verursacht keine Kreisung mehr; den Punkt A können wir als den Widerstandsmittelpunkt des Körpers bezeichnen. Da das Luftschiff aber sich so bewegt, daß es sich jederzeit um seine Schwerachse drehen kann, müssen wir seinen Schwerpunkt als denjenigen Punkt ansehen, an dem es gewissermaßen gegen die Strömung gezogen wird. Dann aber ist der Körper vollständig labil und wird niemals geradeaus, sondern im Kreise herumfahren. Es leuchtet ein, daß Leitwerke unbedingt notwendig sind, und zwar, wie wir schon ahnen können, von erheblichen Abmessungen. Denn wir müssen der resultierenden Luftkraft mit einer neuen und bedeutend näher am Schwerpunkt liegenden Zusatzkraft wenigstens einigermaßen die Wage halten, wie weit, das soll auch gerade geklärt werden. Zuerst behandeln wir die eine Frage, welches Leitwerk am wirksamsten ist. Sollen z. B. die Flächen, wie üblich in die beiden Hauptmeridianebenen gelegt werden, oder sind auch andere Anordnungen wirksam? Etwa ein Kasten nach Art der Drachenkasten, der das Achterteil des Schiffes umschließt, oder sog. Mehrdecker oben, unten und an der Seite? Fertigt man einen Modellkörper aus leichtem luftdichten Stoff an, pumpt ihn mit Luft auf, beschwert ihn so, daß sein Schwerpunkt mit dem Verdr.-Mittelpunkt zusammenfällt, und läßt ihn in ruhiger Luft aus größerer Höhe, z. B. in einer Halle mit dem Kopf nach unten fallen, so beschreibt er eine Bahn zur Seite und fällt flach zur Erde, oder er fällt senkrecht und schlägt mit dem Kopfe auf, je nachdem, wie weit er durch die angebauten Flächen aus Pappe stabilisiert ist. Wiederholt man diesen Versuch für alle Arten der Flächen und beachtet, daß das Gesamtareal aller Flächen in jedem Fall das gleiche bleibt, so wird man finden, daß die höchste Stabilisierung mit dem einfachen üblichen Flächenkreuz in den senkrecht zueinander liegenden Meridianebenen erreicht wird. Sagt uns dieser primitive Versuch schon, was am zweckmäßigsten ist, so werden wir darin noch mehr bestärkt, wenn wir Messungen am Modellkörper im Windkanal vornehmen. Und zwar stellen wir die Wirkung der Leitflächen in der Weise fest, daß wir den Modellkörper einmal mit und das andere Mal ohne Leitflächen in den Kanal hängen und die Meßergebnisse miteinander vergleichen. Der Unterschied ist dann der Einfluß der Leitflächen. Prof. Prandtl und Dr. Fuhrmann, die 1910 zum erstenmal solche Messungen durchführten, haben gefunden, daß die Seitenkraft eines Flächenpaares am Ballonkörper ungefähr 60 vH größer ist als die Seitenkraft derselben Flächen nebeneinander gelegt und ohne Körper angeblasen. Also hat der Ballonkörper ganz erheblichen Einfluß auf diese Seitenkraft, bzw. ihren Beiwert C_n. Ich habe nun diesen Einfluß weiter untersucht und gefunden, daß er 1. je nach der Schiffsform verschieden ist und 2. je nach der Lage am Schiffskörper auch sehr stark variiert. Bringt man nach Abb. 4 ein Flossenpaar von dreieckiger Gestalt einmal ganz am Ende des Körpers an, das andere Mal weiter vorn, dann noch weiter vorn usw., so ergibt sich eine ganz erhebliche Steigerung der Seitenkraft nach der Schiffsmitte zu. In Abb. 4 ist der Beiwert C_n schaubildlich über der jeweiligen

Achterkante der Flossen aufgetragen. Im selben Bilde sind auch die Fuhrmannschen Werte sowie die Werte einer anderen Schiffsform, mit der wir uns auch beschäftigen werden, eingezeichnet.

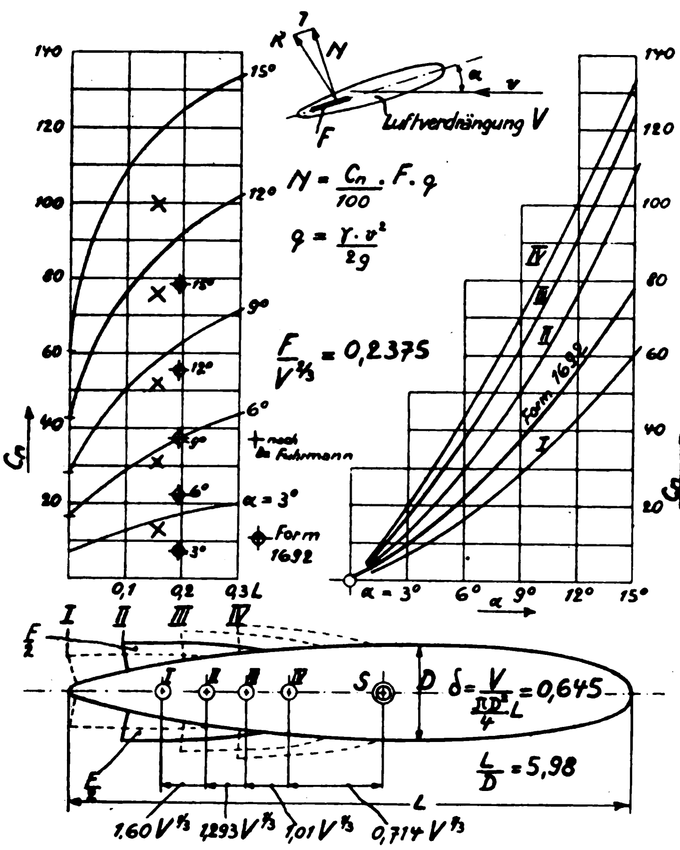


Abb. 4. C_n-Werte des Leitwerkes abhängig von seiner Lage.

Für die Form 1505 sind auch die Angriffspunkte der Flossenseitenkräfte ermittelt worden, sie ändern fast gar nicht ihre Lage bei Änderung der Neigung α. Multipliziert man die C_n-Werte mit den Ent-

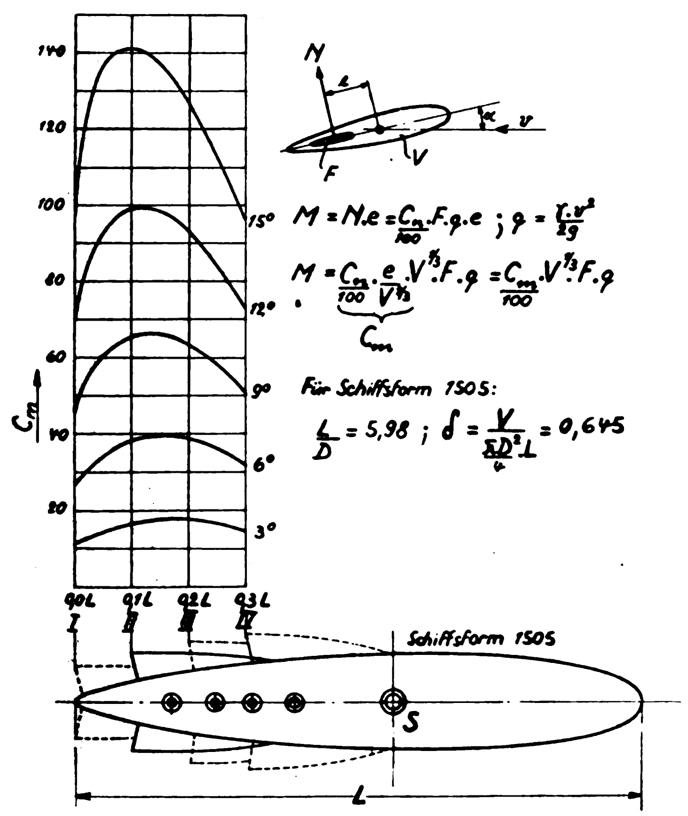
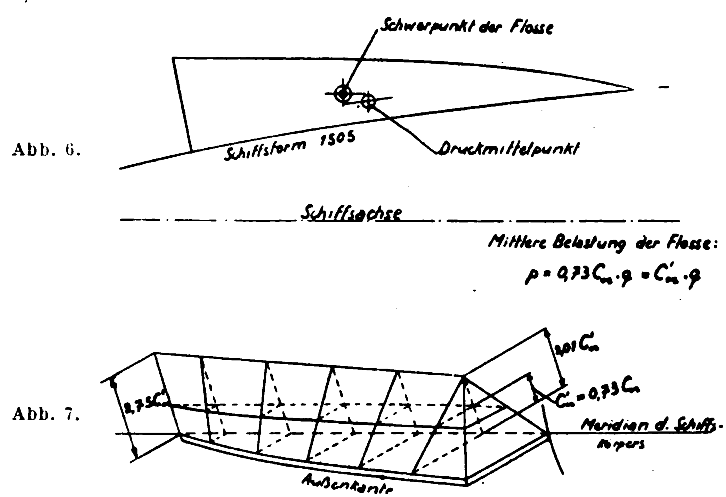


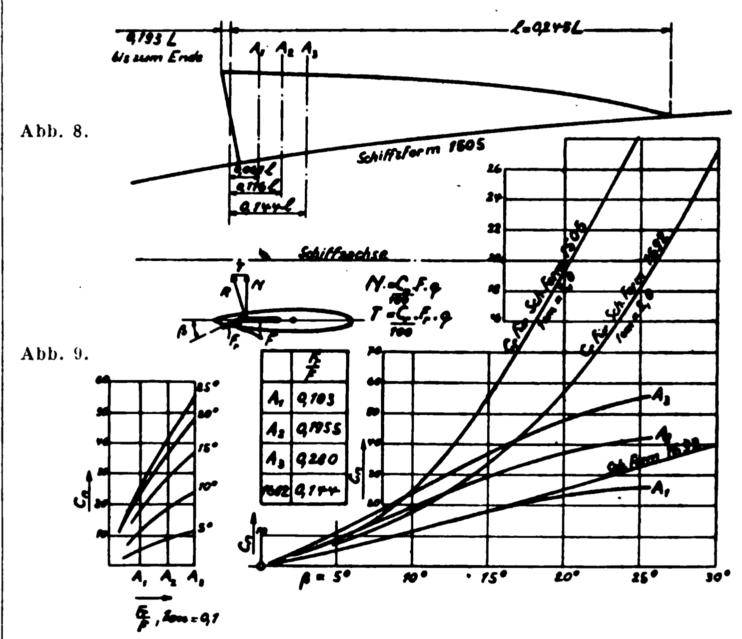
Abb. 5. C_m-Werte des Leitwerkes abhängig von seiner Lage.

fernungen dieser Punkte vom Verdrängungsmittelpunkt S des Körpers, so entstehen die Kurven in Abb. 5, die den Stabilisierungswert ein und desselben Flossenpaares in verschiedenen Lagen und bei verschiedenen Neigungen angeben. Aus ihnen geht hervor, daß die höchste Stabilisierung bei der Flossenlage 0,15 L erreicht wird. Aber schon bei der Lage II (0,1 L), bei der die Flossen wenig über den größten Durchmesser des Schiffes hinausragen, ist die Stabilisierung sehr hoch. Der Beiwert C_n nach Abb. 4 erreicht hier bei $\alpha = 15^0$ bereits die Zahl 109, die etwa 2,5mal so groß ist als der Beiwert, der sich ergeben würde, wenn die beiden nebeneinandergelegten Flossen ohne den Schiffskörper angeblasen werden; also noch höher, als ihn Dr. Fuhrmann gefunden hat. Woher das kommt, in welcher Weise der Schiffskörper seinen Einfluß ausübt, ist schwer zu sagen. Es scheint, daß die Schiffsform die ausschlaggebende Rolle spielt, denn höhere Beiwerte habe ich z. B. an anderen Schiffsformen nicht gefunden. Diese Schiffsform 1505 weist überhaupt noch mehr Vorzüge auf: sie hat einen ziemlich hohen Völligkeitsgrad von 0,645 und einen sehr geringen Widerstandsbeiwert am nackten Körper C_w nämlich 2,1, wogegen die beste Fuhrmannsche Form, allerdings bei kleinerer Anblasegeschwindigkeit die Zahl 2,24 aufweist.



Druckverteilung am Leitwerk.

Für die Festigkeitsrechnung ist es aber wichtig, zu wissen, ob die errechneten hohen Seitenkräfte ganz auf den Flossen lasten oder nur zum Teil. Deshalb haben wir in Göttingen Versuche angestellt, bei denen die Kräfte auf die Flossen getrennt und unmittelbar gemessen werden konnten. Es stellte sich bei der Flossenanordnung II nach Abb. 4 heraus, daß von den C_n-Werten auf die Flossen nur 73 vH entfallen, das übrige muß offenbar der Schiffskörper tragen. Ferner konnten wir auch den Druckmittelpunkt dieser 73proz. Belastung ermitteln. Abb. 6 zeigt eine Lage, die sich mit der Neigungsänderung kaum ändert. Die Nähe am Schiffs-



C_n und C_r-Werte des Ruders.

rumpf weist darauf hin, daß die Belastung über die Flosse nicht gleichmäßig, sondern nach den freien Rändern abfallend verteilt sein muß. Abb. 7 veranschaulicht diese Belastung in rohen Zügen. Sie ist, im Schnitt quer zum Schiff gesehen, eine sog. Dreiecksbelastung.

Eng mit der Frage der Flosse ist natürlich auch die Frage des Ruders verbunden, weshalb wir sie hier auch gleich erledigen wollen. Wir nehmen die uns schon bekannte dreieckförmige Flosse, trennen nach Abb. 8 verschieden große Stücke ab und drehen sie um die Trennungskanten A_1, A_2, A_3. Bei den jeweils so entstehenden

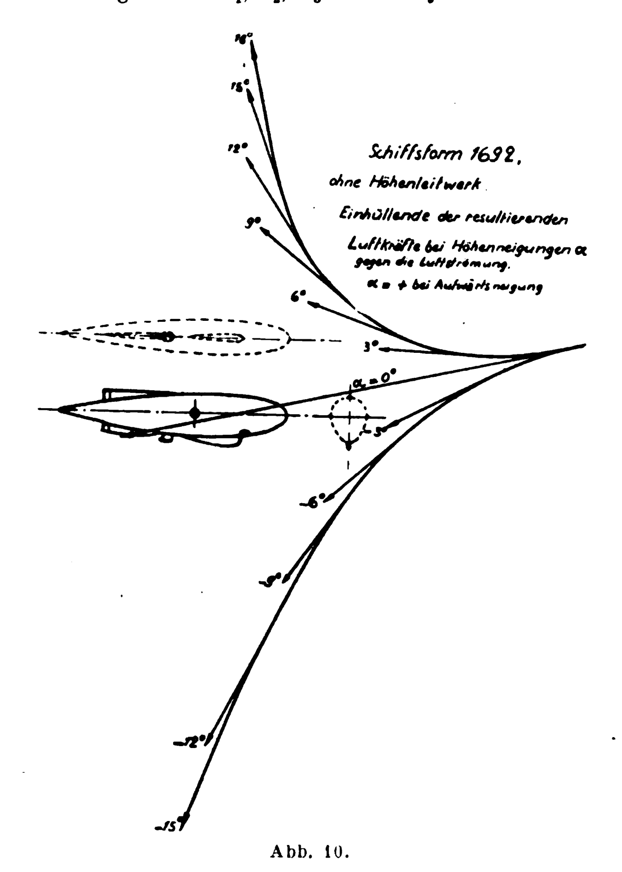


Abb. 10.

Ruderausschlägen β messen wir die Luftkraft des ganzen Modellkörpers, der im übrigen dauernd in der Nullage verbleibt, und vergleichen die Ergebnisse miteinander. Die ausgeglichenen Kurven sind in Abb. 9 niedergelegt. In dem Diagramm ist der Beiwert C_n auf das gesamte Leitwerk, bestehend aus Flosse und Ruder, bezogen. Man muß auch die Belastung über Ruder und Flosse verteilt annehmen, denn der Druckmittelpunkt liegt meistens vor der Ruderachse, besonders bei größeren Ruderausschlägen. Die Entfernung ist schwankend, etwa ½—1 Rudertiefe. Der Beiwert C_n nach Abb. 9 nimmt mit der Rudertiefe zu, aber weder linear mit der Rudertiefe noch linear mit dem Verhältnis $\frac{Fr}{F}$. Ferner ist die Ruderwirkung an der Schiffsform 1692 ganz abweichend: 1. erreicht sie bei kleineren Ausschlägen nicht die Höhe der Form 1505, und 2. steigt sie andererseits bei $\beta = 30°$ und $40°$ immer noch erheblich an, während sie bei der Form 1505 von $\beta = 20°$ an nicht mehr wesentlich zunimmt. Diesem Umstand sollte man bei der Bewertung der Rudermanöver Rechnung tragen und die Lenkbarkeit des Schiffes so einrichten, daß man in allen Fällen mit 20° Ruderausschlag auskommt. Später werden wir Gelegenheit haben, diese Bedingung unseren Betrachtungen zugrunde zu legen.

Kombiniert man Ruderausschläge β mit Strömungsneigungen α des Schiffskörpers, so stellt sich ungefähr das gleiche wie bei Flugzeugflossen heraus, daß nämlich die Strömungsneigung α auf die Ruderwirkung wenig Einfluß hat, und zwar wird die Ruderwirkung erst von $\alpha = 12°$ an um etwa 20 vH vergrößert. In der Praxis begibt man sich daher nicht in Unsicherheit, wenn man annimmt, daß die Ruderwirkung für alle Neigungen α konstant ist.

Noch einige Worte über die Ruderform. Die Bauart von der Gestalt nach Abb. 8 kann man wohl, wenn man zum Vergleich die Versuche der Fa. S. L. im Jahre 1915 (T. B. I) heranzieht, als die beste ansprechen. Wenn man aber aus praktischen Gründen gezwungen ist, ausgeglichene Ruderflächen zu verwenden, dann soll man nach Art der Seeschiffsruder Formen mit in die Flosse hineinragenden Gegenflächen wählen.

Wir gehen nun zu der zweiten Frage der Stabilisierung des Schiffes über, nämlich wie groß Flosse und Ruder sein sollen. Da helfen wir uns wieder am besten durch ein Beispiel und wählen, um der Wirklichkeit näherzukommen, den Schiffskörper 1692, der vor allem im Querschnitt die an Prallschiffen bekannte Birnenform aufweist und außerdem alle größeren Anbauten, wie Laufgang und Gondeln, besitzt. Zunächst untersuchen wir seine Luftkräfte ohne Höhenleitwerk. Wir wollen uns einstweilen nur mit der Höhenstabilisierung und Lenkung beschäftigen, weil sie die wichtigere ist. In Abb. 10 erkennen wir die Lage und Richtung der resultierenden Luftkräfte; es fällt hierbei auf, daß die Luftkraft bei 0° Strömungsneigung nach unten gerichtet ist und die Spitze der Fuhrmannschen Einhüllenden aber über dem Körper liegt. Die Sache wird auch nicht wesentlich anders, wenn wir im Äquator ein Flossenpaar von gewisser Größe, und zwar $\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}2975$ anbringen (Abb. 11), obwohl die neuen Resultierenden näher am Verdrängungsmittelpunkt des Körpers zu liegen kommen. Bei Geradeausfahrt würde sich das Schiff, da ja die Propeller unten arbeiten, aufbäumen. Mit welchen geringen Mitteln man sich aber in diesem Falle helfen kann, zeigt Abb. 12, in der die Höhenflossen eine Anstellung von 1,8° erhalten haben. Dabei ist noch erreicht, daß nicht nur der Widerstandsmittelpunkt in die resultierende Propellerachse verlegt ist, sondern daß auch die Luftkraft bei 0° Strömungsneigung nahezu parallel zur Schiffsachse gerichtet ist, Auftrieb oder Abtrieb folglich nicht vorhanden ist. Das ist nämlich nicht ohne Bedeutung, weil sonst eine wagerechte Fahrt mit ausgeglichenem Schiff gar nicht möglich wäre. Den gleichen Erfolg hätte man übrigens auch mit einer Ruderanstellung von $\beta = 5°$ gehabt und hätte den Widerstand des Schiffes noch weniger geändert. So z. B. kann man aus den bei der Kleinheit des Modellkörpers immerhin unsicheren Messungsergebnissen eine Zunahme des Beiwertes C_n durch die beschriebene Anstellung um 0,1 und durch die 5° Ruderanstellung um 0,02 herauslesen. Welches von den beiden Mitteln vorzuziehen ist, entscheidet neben dem Geschmack und der Konstruktion die Aufgabe, wie tief die Widerstandsachse herunterzuholen ist. Unter Umständen müssen beide Mittel angewendet, der Flosse sogar noch eine Krümmung nach oben oder unten gegeben werden. Jedenfalls lehrt uns das Beispiel, daß wir nicht wie früher „die Propeller unter Anwendung der schwierigsten technischen Mittel in die Höhe zu setzen brauchen, sondern sie dort belassen können, wo sie aus

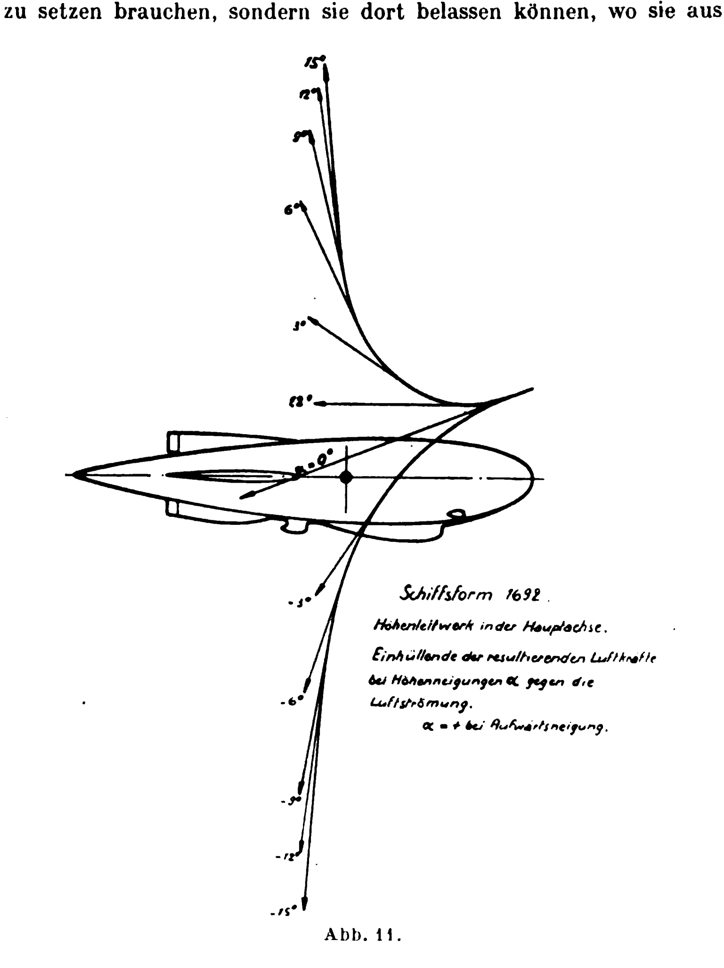


Abb. 11.

anderen Gründen uns geeigneter scheinen, und holen dafür die Widerstandsachse herunter.

Wenn wir nun die Stabilisierung weiter behandeln wollen, kommen wir mit der geometrischen Darstellung der Kräfte nicht mehr aus, wir müssen wieder zu Diagrammen Zuflucht nehmen.

Vor allen Dingen gilt es, die Kurven der Luftkraftmomente in bezug auf den Verdrängungsmittelpunkt zu kennen. In Abb. 13 sind zunächst die Momentenkurven dreier verschiedener Körper ohne Leitwerk, dann auch der Schiffsform 1692 mit dem zuletzt erwähnten Leitwerk aufgezeichnet. Der Einfluß der Flossen am Körper 1692 ist auch ganz deutlich zu erkennen, obwohl die Stabilität nur außerhalb des Gebietes $\alpha = -19^\circ$ bis 13° hergestellt ist. An dem anderen Körper, Form 1505 würde, nebenbei gesagt, die Instabilität, obwohl sie ohne Leitwerk größer ist, auf das gleiche Maß herabgedrückt werden können, mit Flossen, die sogar kleiner sind als bei der Form 1692, und zwar mit $\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}2375$. Eine achtern etwas völlige Schiffsform läßt sich also leichter stabilisieren, obwohl sie ohne Leitwerk labiler ist als eine achtern spitzere Form.

Wir kehren zu unserer Schiffsform 1692 zurück und fragen uns, ob wir seine Instabilität mit dem Leitwerk $\frac{F}{V^{2/3}} \cong 0{,}3$ so belassen können. Das hängt zunächst davon ab, was man mit dem Ruder ausrichten kann; deshalb müssen noch die Momente der Ruderkräfte eingezeichnet werden. Vorher ist es aber ratsam, die Momente

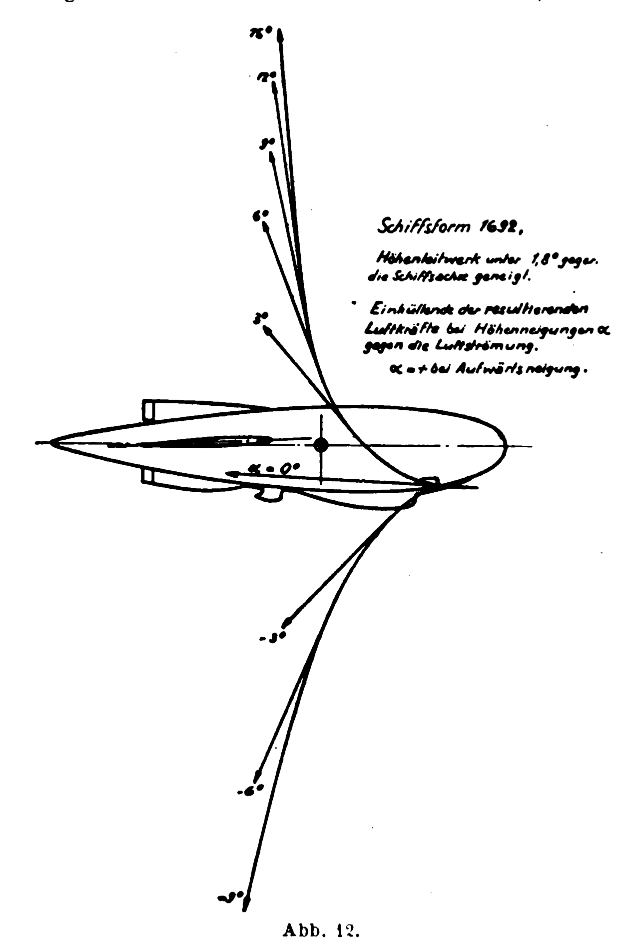


Abb. 12.

des Körpers mit dem Leitwerk auf einen anderen Punkt umzurechnen, und zwar auf den Schnittpunkt der Schwerachse mit der resultierenden Propellerachse, damit das Moment des Propellerschubes aus dem Bilde herausfällt. Die Rudermomente sind nicht schwer umzurechnen, wenn die Beiwerte C_n, C_t und Hebelarme gegeben sind, nur müssen sie auf die Volumengröße des Schiffes umgerechnet werden, was wie folgt geschehen kann:

Es ist das Rudermoment:

$$M_r = C_n F \cdot e \cdot q - C_t \cdot F_r \cdot h \cdot q,$$

wo e = Abstand des Ruderdruckes vom Mittelpunkt, bei der Form 1692 = $1{,}48\ V^{1/3}$; und h = Abstand der Propellerachse vom Verdrängungsmittelpunkt, bei der Form 1692 = $0{,}37\ V^{1/3}$. So entsteht, da $F = 0{,}2975\ V^{2/3}$ und $F_r = 0{,}0427\ V^{2/3}$:

$$M_r = (0{,}44\ C_n - 0{,}0162\ C_t)\ V \cdot q = C_m'' \cdot V \cdot q.$$

Diese C''_m-Werte tragen wir für verschiedene Ausschläge β von der Grundkurve nach oben und unten ab und erhalten eine Schar von gleichen, parallel verschobenen Kurven (Abb. 14), die uns die Antwort in übersichtlicher Weise geben. Auf den ersten Blick erkennen wir, daß das Schiff, wenn es sich einmal nach der einen oder anderen Richtung neigt, mit Ruderausschlägen bis zu 15° in die Nullage sicher zurückgeführt werden kann. Andererseits läßt sich jede beliebige Neigung hervorrufen, obwohl meistens das Ruder verkehrt gehalten werden muß (das sog. Stützen mit dem Ruder), z. B. bei 4° Aufwärtsneigung gegen die Luftströmung

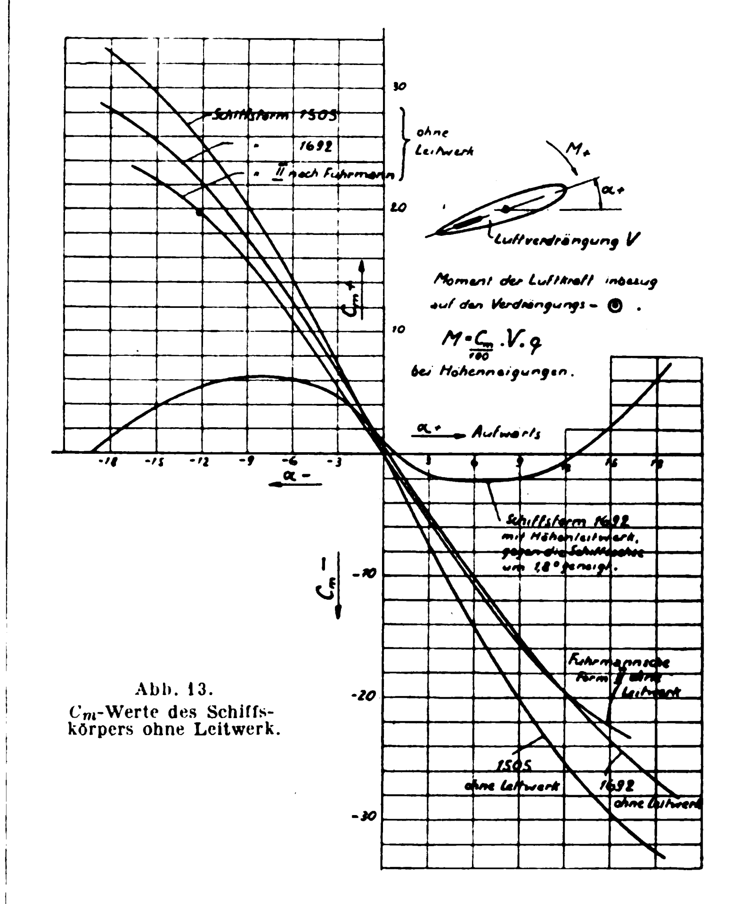


Abb. 13.
C_m-Werte des Schiffskörpers ohne Leitwerk.

muß das Ruder auf etwa 7° abwärts geneigt sein. Die Gewichtsstabilität ist in diesem Diagramm nicht berücksichtigt, weil sie je nach dem Zustande des Schiffes Schwankungen unterworfen ist

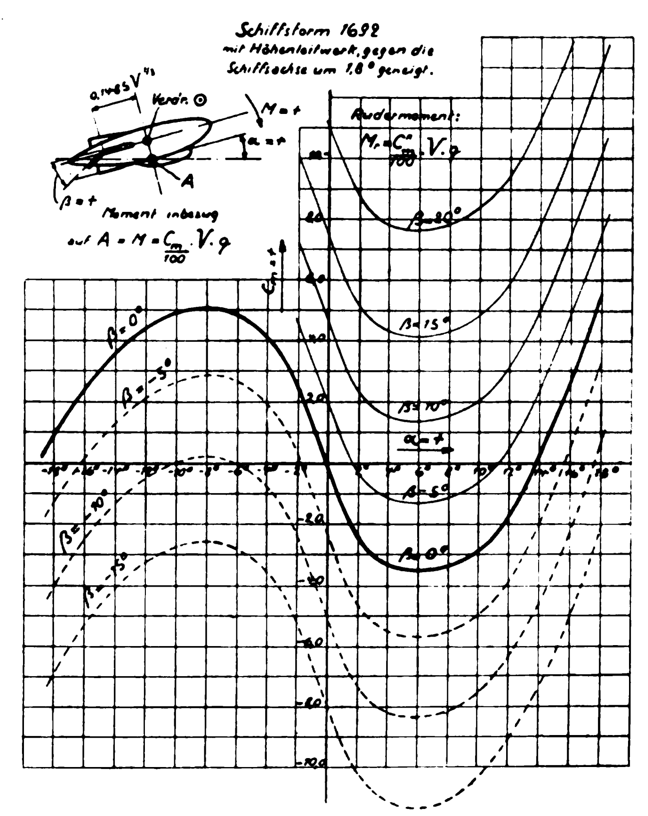


Abb. 14. C_m-Werte des Schiffskörpers mit Leitwerk.

und bei großen Geschwindigkeiten gegen die Wirkungen der Luftströmung sehr zurücktritt. Bei der Stabilisierung des Schiffes, also wenn es sich darum handelt, das Schiff mit Leitwerken in jedem

Falle in die Nullage zurückführen zu können, sollte man aus Sicherheitsgründen die Gewichtsstabilität nur als Reservehilfe betrachten und das Leitwerk so bemessen, daß es jederzeit imstande ist, das Schiff, unabhängig von der Gewichtsstabilität, aber unter Zuhilfenahme von Ruderausschlägen höchstens bis zu 20° in die Nullage zu bringen. Eine Grenze für den Ruderausschlag muß hierbei auch gesetzt werden, weil, wie wir gesehen haben, von $\beta = 20°$ an die Ruderwirkung nicht immer größer wird. Wendet man diese Regel auf den Fall in Abb. 14 an, dann erscheint unser Leitwerk über die verlangte Größe hinauszugehen. Es fragt sich also, ob man Flosse und Ruder nicht kleiner machen kann. Machen wir diese Frage abhängig von der Wirkung des Leitwerkes bei Schwingungen des Schiffes um die wagerechte quer zum Schiff gerichtete Schwerachse, z. B. beim Kopfhochnehmen, das durch irgendwelche Störung entsteht, so sagen uns die langwierigen Rechnungen mit dynamischen Gleichungen nichts Besonderes und Neues, nämlich, daß je größer die Flossen sind, desto langsamer die Bewegungen des Schiffes erfolgen. Eine Mindestgrenze läßt sich jedoch nicht ziehen, deshalb bleibt nur noch eine Überlegung übrig, nämlich, ob man mit größerem oder kleinerem Leitwerk alle vorkommenden Vertrimmungen und gleichzeitige Beschwerung oder Erleichterung des Schiffes aerodynamisch, d. h. durch Erzeugung von Auftrieb oder Abtrieb in der Fahrt ausgleichen kann. Diese Frage ist ohnedies auch für den Fahrbetrieb sehr wichtig, und wir wollen ihr daher etwas nähertreten, indem wir folgende Aufgabe stellen: Das Schiff soll schwer oder leicht sein achtern, in der Mitte oder vorn, wieviel kann ich in den einzelnen Fällen heben oder senken, wenn keine größeren Hilfen angewendet werden als höchstens 20° Ruderanschlag. Es genügt, wenn wir in allen Fällen den bekannten Beiwert C_n oder richtiger $\frac{C_n}{\cos\alpha}$ angeben können, es muß aber nur — und darauf kommt es auch an — der Abfall der Geschwindigkeit durch Schrägstellung usw. berücksichtigt werden. Bei der Lösung gehen wir so vor, daß wir aus dem Momentendiagramm den C_m-Wert beispielsweise für $\alpha = 6°$ und $\beta = 20°$ abgreifen und ihn durch den entsprechenden C_n-Wert aus dem Seitenkraftsdiagramm dividieren. Den erhaltenen Wert multiplizieren wir mit $V^{1/3}$ des in einer bestimmten Größe angenommenen Schiffes nach Abb. 15 und erhalten so die Lage dieses C_n bzw. $\frac{C_n}{\cos\alpha}$-Wertes. Den $\frac{C_n}{\cos\alpha}$-Wert rechnen wir aber erst auf die kleinere Geschwindigkeit, die sich einstellt, um. Diese Reduktionszahl muß jeweils bestimmt werden nach der Formel:

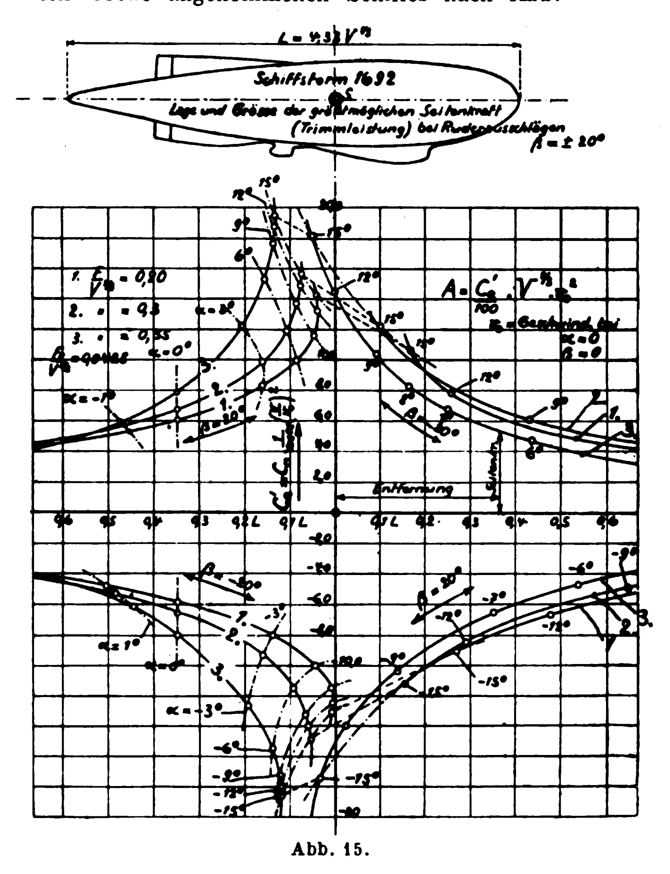


Abb. 15.

$$\left(\frac{v}{v_0}\right)^2 = \left[\frac{C_t\,(\text{bis}\ \alpha = 0,\ \beta = 0)}{C_t\,(\alpha,\beta) + C_n\,(\alpha,\beta)\cdot\operatorname{tg}\alpha}\cdot\cos\alpha\right]^{2/3}.$$

Sie entsteht, wenn man annimmt, daß die Leistung der Maschinenanlage am geneigten Schiff die gleiche ist wie am wagerechten, was für den vorliegenden Zweck genau genug ist. Abb. 15 zeigt uns nun die aerodynamische Trimmleistung, wenn wir sie so nennen dürfen, verschiedener Leitwerke, und zwar ist nur die Flossengröße geändert worden, um zu sehen, ob die Vergrößerung der Flosse allein einen Gewinn bringt. Die Gewichtsstabilität ist in dem Diagramm nicht berücksichtigt, sie kann aber in der Weise berücksichtigt werden, daß man sich die jeweilige Trimmkraft um ein Stück weiter hinausgeschoben denkt, um zwar um die Strecke e, nach der Beziehung:

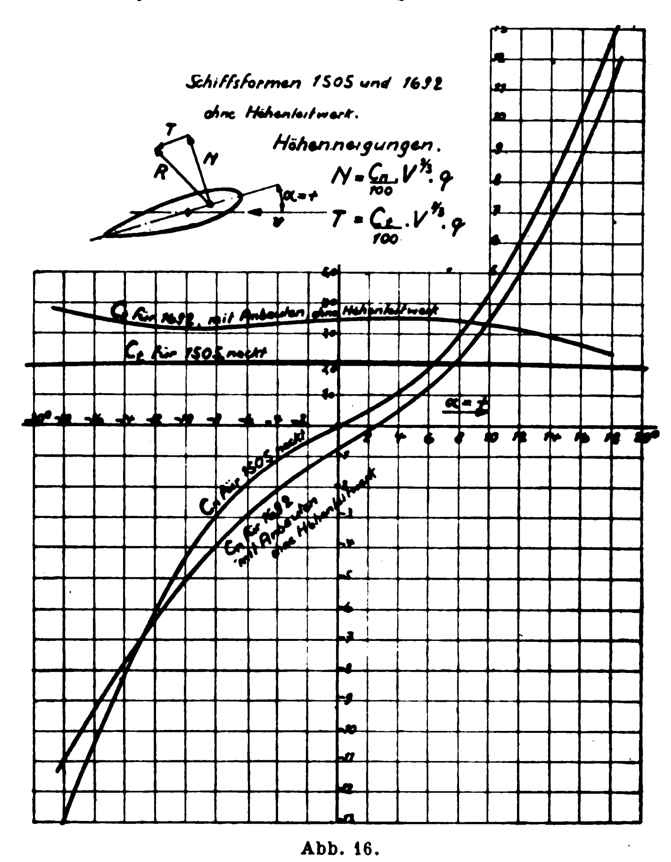


Abb. 16.

$$A\cdot e = a\cdot V\cdot e\cdot\sin\varphi.$$

V = Volumen des Traggases, a = sein Auftrieb pro m³, e = Abstand des Gewichtsmittelpunktes vom Gasmittelpunkt und φ = Neigung des Schiffes.

Der Vergleich der Kurven zeigt nun, daß die Vergrößerung der Flosse über $\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}3$ keinen besonderen Vorteil bringt, weil bei größeren Flossen die Trimmkraft vorn kleiner ist als achtern. Die Schiffe verlangen aber größere Trimmkraft vorn, weil sie dort völliger sind. Folglich würde die Flosse mit $\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}3$ dieser Forderung am nächsten entsprechen.

Wir haben uns zuletzt nur mit der einen Form 1692 beschäftigt, wenn wir aber allgemeine Regeln aufstellen wollen, müssen wir die Untersuchungen auch an anderen Formen vornehmen. Es würde aber zu weit führen, hier alle Ergebnisse aufzuzählen, deshalb begnügen wir uns nur mit dem Hinweis, daß wir z. B. an der Form 1505 mit einem Leitwerk von der Größe $\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}2375$ das gleiche erreicht hätten, wie mit $\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}3$ an der Form 1692, unter Beibehaltung der gleichen Rudergröße, nämlich $\frac{F_r}{V^{2/3}} = 0{,}0428$. (Abb. 16).

Fassen wir nun alle Betrachtungen zusammen, so können wir Folgendes sagen:

1. Die Stabilisierung des Luftschiffes muß mindestens so weit durchgeführt werden, daß mit Ruderausschlägen von 20° das Schiff, aus jeder Strömungsneigung in die Nullage gebracht werden kann, unabhängig von der Gewichtsstabilität.

2. Die Stabilisierung richtet sich auch danach, welche Trimmleistungen verlangt werden, z. B. sehr tiefe Schwerpunktslage des Schiffes, kleine Schiffsgeschwindigkeit.

Erreicht wird diese Mindeststabilisierung mit Leitwerken von der Größe:

$$\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}2 - 0{,}3 \text{ und } \frac{F_r}{V^{2/3}} = 0{,}04 - 0{,}043;$$

je nach der Schiffsform und Lage des Leitwerkes.

Schließlich ist zu beachten, daß jede Schiffsform andere Luftkräfte und andere Flossenwirkung hat und deshalb aerodynamische Versuche den sichersten Aufschluß über die Fahreigenschaften des Schiffes geben.

II. Biegungsbeanspruchungen am fahrenden Luftschiff.

Im I. Teil meines Vortrages über die Luftkräfte am Luftschiff habe ich nur die Frage der Stabilisierung des Schiffes behandelt. Ich kam bei den Untersuchungen zu einem Mindestmaß des Leitwerkes, das notwendig ist, um das Schiff für alle vorkommenden Fälle lenkbar zu machen. Heute gehen wir dazu über, die Beanspruchungen zu untersuchen, denen das Schiff in der Fahrt ausgesetzt ist. Unser Ziel wird natürlich sein, die Höchstbeanspruchungen herauszufinden, was aber nur durch Vergleich einzelner Fälle möglich ist.

Der mechanische Vorgang ist in allen Fällen, ob das Schiff geradeaus oder in einer Kurve fährt oder sich dreht, z. B. in der Bö, immer derselbe, nämlich: Luftkräfte auf der einen Seite und Gewichts- oder die d'Alembertschen Beschleunigungskräfte (Massenkräfte) auf der andern Seite. Beiderlei Kräfte halten sich im Gleichgewicht, d. h. ihre Resultierenden sind gleich groß und gehen durch denselben Punkt. Die Beanspruchung des Schiffes rührt nur daher, daß diese Kräfte nicht gleichartig über den Körper verteilt sind. Es kommt also auf die drei Fragen an: 1. Wie groß sind die Luftkräfte? Dann wissen wir auch, wie groß die Massenkräfte sind. 2. Wie ist die Luftbelastung am Schiff verteilt? und 3. Wie sind die Massenkräfte verteilt? Befassen wir uns demnach zunächst mit den Luftkräften und ihrer Verteilung. Uns sind die Fälle der geneigten Anströmung ja bekannt; wir können angeben, wie groß die resultierende Luftkraft ist und wo sie liegt, nicht aber, wie sie zustandekommt. Versuche nach dieser Richtung hin sind bisher nur von G. Eiffel unternommen worden, und zwar hat Eiffel (im Jahre 1914 veröffentlicht) an den nackten Modellkörpern »Clément Bayard« und »Fleurus« die aerodynamischen Drücke längs mehrerer Meridiane und bei verschiedenen Neigungen gemessen, so daß sich angenäherte Integrationen rings um einzelne dünne Scheiben vornehmen und resultierende Druckkräfte quer zum Schiff ermitteln lassen. In Abb. 17 erkennt man die Kurven dieser Druckkräfte. Sie besagen, daß der Kopf des Schiffes weggedrückt, das Heck aber gegen die Strömung angesaugt wird, wodurch sich die uns bekannte Lage der N-Komponente vor dem Kopfe des Schiffes erklärt. Wir können also diese Kurve, wenn man von Reibungskräften absieht, als die gesuchte Luftbelastungskurve ansehen. Da sie an den beiden Körpern »Clément-Bayard« und »Fleurus« für alle Neigungen ein fast konstantes Aussehen haben, können wir unseren weiteren Betrachtungen, da wir einstweilen auf Annahmen angewiesen sind, ein für allemal eine Grundkurve zugrunde legen, die gleich so beschaffen sein kann, daß man sie aus den bekannten C_n- und C_m-Werten bequem konstruieren kann. Im untersten Bild ist diese Grundkurve in Anlehnung an die Kurven des Körpers „Fleurus", weil dieser unseren Formen am nächsten kommt, gezeichnet. Zum vollständigen Belastungsbild gehören natürlich noch die Flossen- und Ruderkräfte, die man aber genau genug als Trapez und dreieckförmige Belastung mit der dem Leitwerk entsprechenden Länge und mit der dem Druckmittelpunkt des Leitwerkes entsprechenden Schwerpunktslage auffassen kann. Wir können also für jede Neigung, Flossengröße und Ruderstellung die Belastungskurve zeichnen, wenn die Anströmung gerade gerichtet ist, wie es z. B. am schweren oder leichten Schiff bei wagerechter Fahrt der Fall ist. Wie sieht aber die Luftbelastung aus, wenn das Schiff Bewegungen ausführt, z. B. bei Kreisfahrt, in der Bö usw.? Um das zu beantworten, müssen wir auf die einzelnen Fälle näher eingehen. In Abb. 18 fährt das Schiff z. B. im Kreise herum und erhält eine Luftbelastung, die nach innen gerichtet ist und deren Resultierende durch den Verdr.-Θ geht. Die Anströmung ist gekrümmt, so daß der Lufteinfall in der Mitte größer als am Kopfe und die Strömungsgeschwindigkeit überall anders ist. Wenn wir uns daher nicht auf Versuche mit Modellkörpern neuer Art, also etwa am Rundlaufapparat stützen können, müssen wir Annahmen machen. Und zwar sagen wir, daß das Belastungsbild hier das gleiche ist wie bei gerader Anströmung, obwohl es in Wirklichkeit wegen des größeren Lufteinfalls in der Mitte weniger ausgeprägt, also gleichmäßiger sein kann.

Ferner kümmern wir uns nicht um die Anstellung der Strömung im Verdr.-Θ, ebenso nicht um die Schiffsgeschwindigkeit, sondern nehmen eine Luftkraft N an, die dem Höchstwert N gleich ist, der bei gerader Anströmung und gegebener Leistung des Vortriebs möglich ist. So z. B. finden wir nach den Regeln, wie wir sie bei der Berechnung der Trimmleistung gebraucht haben, daß bei der

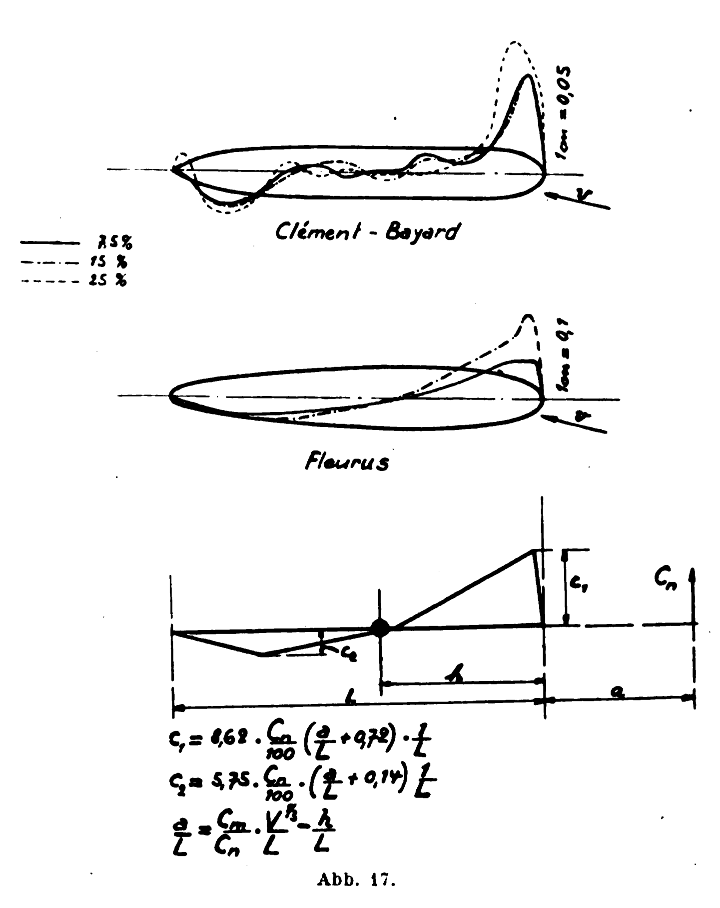


Abb. 17.

Form 1505 nahezu der höchste Wert für die N-Komponente, wenn sie durch den Verdr.-Θ gehen soll, bei einer Neigung $\alpha = 13{,}2^\circ$ gefunden wird, und zwar:

$$N = 0{,}1108 \cdot V^{2/3} \cdot q = \frac{11{,}08}{100} V \cdot {}^{2/3} \cdot q,$$

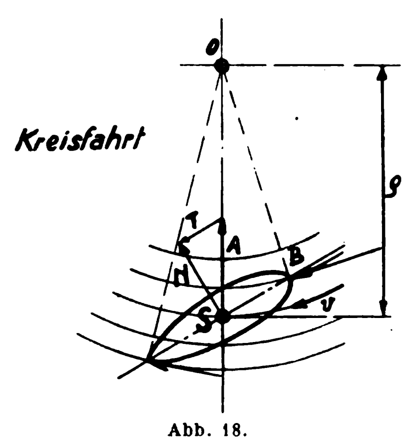


Abb. 18.

wo V = Luftverdrängung und q = Staudruck der Schiffsgeschwindigkeit bei wagerechter Fahrt und $\alpha = 0^\circ$. Hierbei setzt sich der Beiwert

$$C_n = 11{,}08$$

aus dem Beiwert des nackten Körpers und dem auf $V^{2/3}$ reduzierten Beiwert der Flossen zusammen. Die Flossen haben die Größe $\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}2375$ und liegen mit der Achterkante auf 0,1 L von achtern. Diesen C_n-Wert, ebenso sein Belastungsbild legen wir nun auch der Kreisfahrt unter der Annahme zugrunde, daß er in der

Kreisfahrt nicht höher werden kann. Wir werden später die höchsten Biegungsmomente mit der Erfahrung vergleichen; stellt sich dabei eine ungefähre Übereinstimmung heraus, dann sind unsere Annahmen jedenfalls nicht unvorsichtig gewesen. Wenn das Luftbelastungsbild einmal gefunden ist, dann ist die Einzeichnung der Belastung durch die Massenkräfte eine einfache Sache. Hier in der Kreisfahrt verteilen sich ebenso die Gewichte. Die Gewichte verteilen sich aber annähernd so, wie die Auftriebe in einzelnen Stellen; also kann man die Belastungskurve proportional der Verdrängungskurve des Schiffes zeichnen. Doch darauf gehen wir später ein, vorerst noch andere Fälle der Anströmung.

Fährt das Schiff geradeaus und dreht es sich gleichzeitig um seinen Schwerpunkt, dann entsteht das Anströmungsbild in Abb. 19.

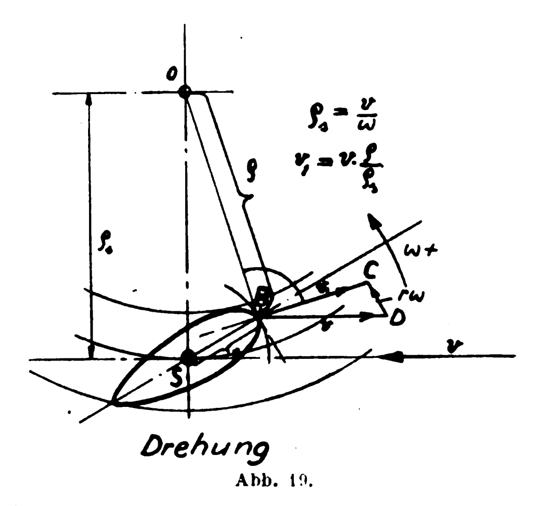


Abb. 19.

Aus der Ähnlichkeit der Dreiecke OBS und BCD läßt sich leicht herleiten, daß

$$\varrho_s = \frac{v}{\omega} \text{ und } v_1 = v \cdot \frac{\varrho}{\varrho_s},$$

wo ω die Winkelgeschwindigkeit der Drehung des Schiffes ist. Die Anströmung ist also gekrümmt und konzentrisch um den Mittelpunkt so, als ob das Schiff in der Kreisfahrt sich befände. Der Fall der geraden Fahrt und Drehung kommt in Wirklichkeit sehr selten vor, weil die Drehung meist von nur einer resultierenden Seitenkraft erzeugt wird, die das Schiff bzw. dessen Schwerpunkt in eine gekrümmte Bahn zwingt, so daß der allgemeine Fall, z. B. bei Schwingungen des Schiffes, eine Drehung und Kreisfahrt ist. Wie dann das Anströmungsbild ist, zeigt Abb. 20. Aus der Ähnlichkeit der Dreiecke ECD zu $O'BS$ und BED zu $BO'O$ läßt sich ebenfalls herleiten, daß

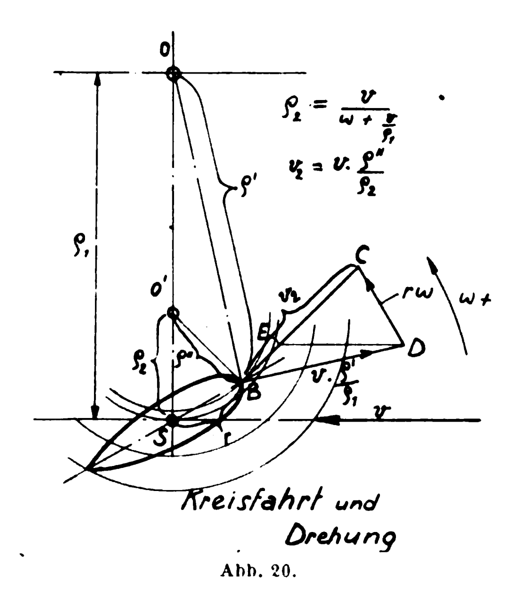


Abb. 20.

$$\varrho_2 = \frac{v}{\omega + \frac{v}{\varrho_1}} \text{ und } v_2 = v \cdot \frac{\varrho''}{\varrho_2},$$

d. h. die Anströmung der Kreisfahrt wird um ein weiteres Maß gekrümmt, wenn das Schiff sich mit der Winkelgeschwindigkeit ω relativ zum Strahl ϱ_1 dreht. Bei der Kreisfahrt aber, wenn das Schiff seine Neigung zum Strahl ϱ_1 beibehält, vollführt es ja gegen eine feste Gerade im Raume die Drehung:

$$\omega_1 = \frac{v}{\varrho_1}\,.$$

folglich kann man schreiben:

$$\varrho_2 = \frac{v}{\omega + \frac{v}{\varrho_1}} = \frac{v}{\omega + \omega_1} = \frac{v}{\omega_0}\,.$$

Hieraus ergibt sich, daß die Krümmung der Anströmung sich nur nach der Winkelgeschwindigkeit ω_0 des Schiffes relativ zur wagerechten Ebene oder relativ zur Nord-Süd-Ebene richtet. Dies gilt sowohl für ruhende als auch für bewegte Luft, nicht aber für Böen, denn eine Bö ist eine Teilströmung innerhalb einer ruhenden oder gleichmäßig bewegten Luft und verwirft die bisherige Voraussetzung der Homogenität. Führt man einen wagerechten Schnitt durch eine Bö, so entsteht das in Abb. 21 angedeutete Bild der

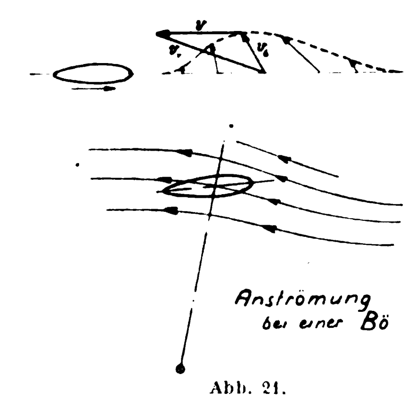


Abb. 21.

Geschwindigkeiten relativ zur umgebenden als in Ruhe befindlich zu betrachtenden Luft. Setzt man diese Geschwindigkeiten mit der Schiffsgeschwindigkeit zusammen, dann entsteht das untere Bild, das als Anströmung für das in die Bö hineinfahrende Schiff gelten kann. Sie erinnert sehr an die uns bekannte gekrümmte Anströmung, nur daß die Krümmung nicht überall konzentrisch ist und die Geschwindigkeiten nach außen nicht linear ansteigen.

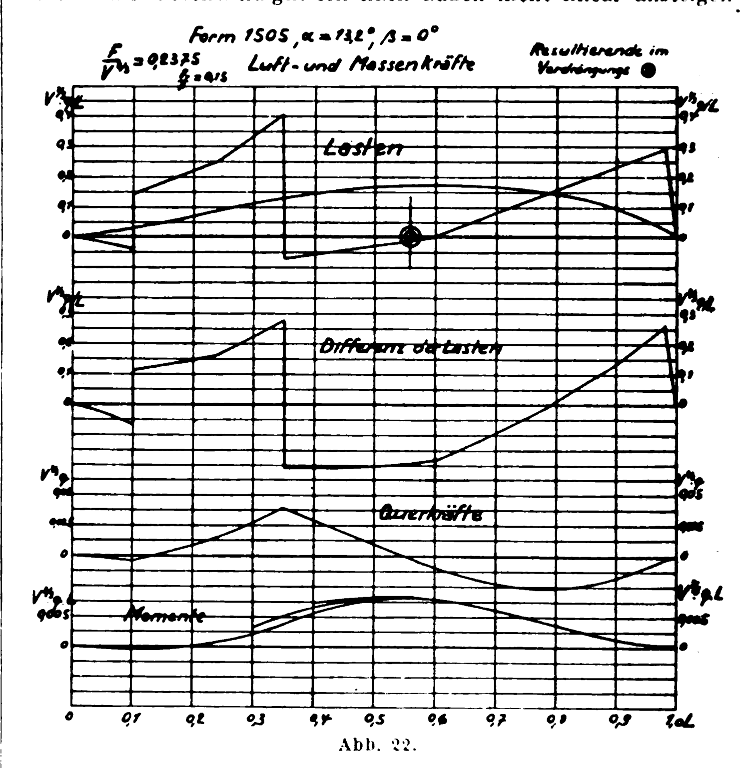


Abb. 22.

Trotzdem aber kann man sagen, daß die Luftbelastung von der bei der Drehung des Schiffes nicht wesentlich abweicht, zumal der Vorgang sich ja auch nicht ohne Drehung des Schiffes abspielt. Überblicken wir alle Strömungsbilder, so können wir wiederholen, was wir schon bei der Kreisfahrt gesagt haben, nämlich, daß in allen Fällen das Belastungsbild und ebenso die dazu gehörigen höchsten C_n-Werte der geraden Anströmung entnommen werden können. Wir brauchen nur folgende Fälle durchzurechnen, um alle anderen mit einzuschließen.

1. Größtmögliche Luftkraft im Verdr.-Θ des Schiffes, Massenkräfte, entsprechend den Auftrieben verteilt (Kreisfahrt).

2. Größtmögliche Luftkraft bei Schräglage und äußerster Ruderlage (Kreisfahrt und Drehung).

3. Größtmögliche Ruderkraft (Ruderlegen).

4. Schiff schwer in der Mitte und aerodynamisch getragen.

In Abb. 22 ist der erste Fall für die Form 1505 durchgerechnet. Der Höchstwert für die N-Komponente der Luftkraft beträgt:

$$N = 0{,}1108 \cdot V^{2/3} \cdot q,$$

wo q = Staudruck bei $\alpha = 0^\circ$ und $\beta = 0^\circ$. Das höchste Biegungsmoment wird auf $0{,}55\,L$ erreicht und beträgt:

$$M_1 = 0{,}008 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L.$$

Der Ausdruck in dieser Form läßt sich auch auf jedes andere Schiff anwenden, wenn nur der Völligkeitsgrad ungefähr der gleiche ist, und zwar $\delta = 0{,}645$. Bei der Beurteilung der höchsten Biegungsbeanspruchung ist aber nicht das gefundene Moment maßgebend, sondern ein anderes, dessen Verhältnis zum jeweiligen Widerstandsmoment den höchsten Wert erreicht. Das Widerstandsmoment des Luftschiffes wird nun praktischerweise mit demjenigen des dünnwandigen Rohres verglichen und wie folgt angeschrieben:

$$W = \pi \cdot r^2 \cdot d,$$

wo r = Halbmesser des Querschnittes und d = Dicke der Wand. Wenn der Querschnitt ein Kreis und das Material gleichmäßig verteilt ist. Statt daß man ferner die gefundenen Momente durch die jeweiligen W-Werte dividiert, kann man die Momentenkurve so umrechnen, daß man sie nur auf den größten Querschnitt zu beziehen braucht. Der Reduktionsfaktor wäre hierbei, wenn r_0 = Halbmesser des Hauptspantes ist: $\frac{r^2}{r_0^2}$ oder noch exakter, weil die Wanddicke ja auch mit r abnimmt: $\frac{r^3}{r_0^3}$.

Die auf diese Weise reduzierten M_2 und M_3-Kurven finden sich in allen Abbildungen. Im vorliegenden Falle ist das reduzierte größte Moment:

$$M_3 = 0{,}0081 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L,$$

oder auch

$$M_3 = 0{,}0723 \cdot N \cdot L.$$

In dem nächsten Falle setzt sich die Bewegung des Schiffes aus einer transversalen Verschiebung seines Verdr.-Θ und einer Drehung um diesen Θ zusammen. Die transversale Beschleunigung ist in allen Stellen gleich:

$$p_1 = \frac{N}{\frac{\gamma}{g} \cdot V}.$$

Die Winkelbeschleunigung dagegen:

$$\varepsilon = \frac{N \cdot e}{\frac{\gamma}{g} \cdot V \cdot K^2},$$

wo e = Abstand der N-Komponente vom Verdr.-Θ und K = Träghalbmesser der Luftverdrängung V bezüglich seiner Schwerachse. Wir nehmen hier nicht das polare Trägheitsmoment aller Massen bezüglich des Schwerpunktes, wie es richtiger wäre, sondern das axiale Trägheitsmoment, als ob die Massen alle auf der Schiffsachse lägen, weil die Rechnung so einfacher und das Ergebnis fast dasselbe ist. Ferner nehmen wir das Trägheitsmoment nicht der Gewichte, sondern des Volumens und multiplizieren es mit $\frac{\gamma}{g}$, weil wir unbeschadet der Genauigkeit die Gewichte entsprechend den Auftrieben verteilt annehmen können. Schließlich stellen wir uns den Vorgang als eine Seitenbewegung des Schiffes vor, bei der weiter keine axialen Kräfte zu berücksichtigen sind. Bei Höhenbewegungen müßten schon z. B. das Stabilitätsmoment, Vertrimmungen und sonstige axiale Kräfte berücksichtigt werden, was im Rahmen unserer auf Verallgemeinerung ausgehenden Betrachtungen zu weit führen würde. Es sind ja auch die meisten Schiffe infolge von Laufgangverbänden usw. gegen die Höhenverbiegung bedeutend fester als gegen die Seitenverbiegung, so daß wir die Unterscheidung fallen lassen können.

Die Massenkraft oder Beschleunigungskraft einer Scheibe von der Dicke dx ist nun:

$$dQ = p\,\frac{\gamma}{g}\,F\,dx + \varepsilon\,(0{,}5582\,L - x)\,\frac{\gamma}{g}\,F\,dx,$$

wo die Zahl $0{,}55026\,L$ = Verdr.-Θ-Abstand vom Achterende ist. Aus diesem Ausdruck kann man aber machen:

$$dQ = N\left(\frac{F_0}{V^{2/3}}\right)\left(\frac{L}{V^{2/3}}\right)\left(\frac{F}{F_0}\right)\left[1 + \left(0{,}5582 - \frac{x}{L}\right)\frac{e}{L} \cdot \frac{L^2}{K^2}\right] d\left(\frac{x}{L}\right)$$

oder

$$dQ = N\,\frac{1}{\delta}\left(\frac{F}{F_0}\right)\left[1 + \left(0{,}5582 - \frac{x}{L}\right)\frac{e}{L}\,21{,}2\right] d\left(\frac{x}{L}\right)$$

wo F = Inhalt des Querschnitts in der Stelle x,

F_0 = Inhalt des Hauptspantes,

$\frac{L^2}{K^2}$ = 21,2 laut Rechnung, bleibt für alle Streckungsverhältnisse das gleiche, wenn δ einigermaßen eingehalten wird.

In Abb. 23 sind die entsprechenden Kurven und Integrationen durchgeführt. Hierbei ist

$$N = 0{,}117 \cdot V^{2/3} \cdot q$$

durch Rechnung $\left(\frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}2375,\ \frac{F_r}{F} = 0{,}15\right)$

gefunden worden. Das größte reduzierte Biegungsmoment beträgt:

$$M_3 = 0{,}0103 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L$$

oder

$$M_3 = 0{,}088 \cdot N \cdot L.$$

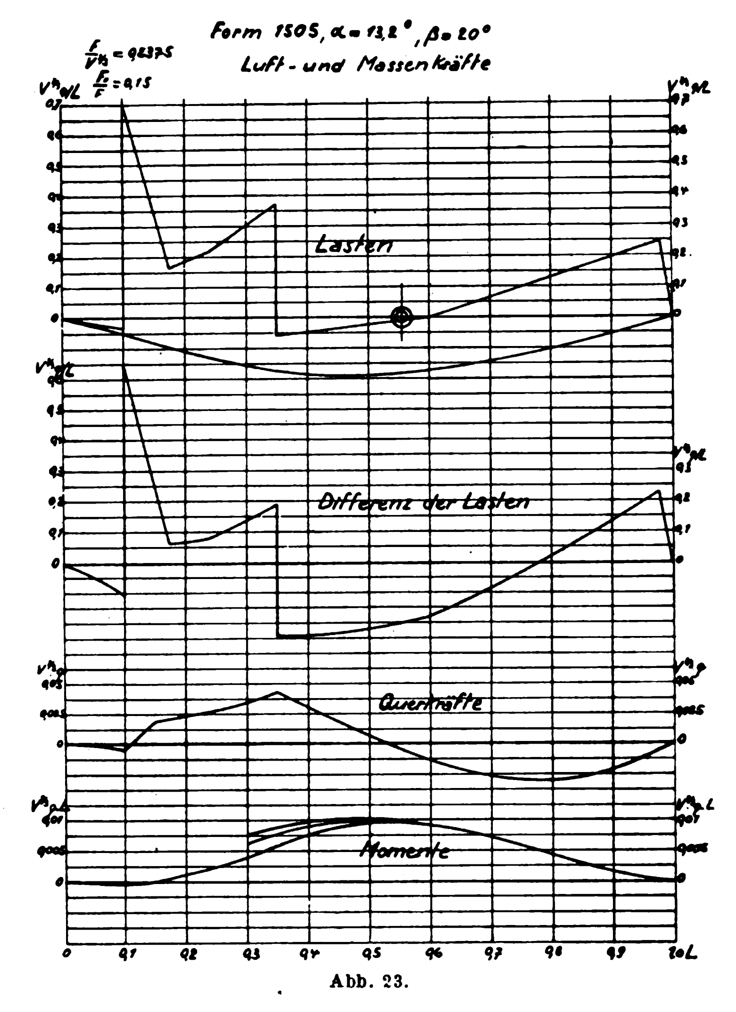


Abb. 23.

Noch größere Biegungsmomente werden im Falle 3, beim Ruderlegen erzielt. An Abb. 24 ist der Einfachheit halber $N = 1$ gesetzt und $\frac{e}{L} = 0{,}438$ angenommen; man kommt da zu einem Höchstwert, der allerdings schon im Bereich der Flossen liegt, von:

$$M_3 = 0{,}223 \cdot N \cdot L,$$

oder allgemeiner, wenn man verschiedene Lagen der Kraft N annimmt und die Momente für die Stelle $0{,}35\,L$, wo die Vorderkante-flosse liegt, berechnet:

$$M_1 = \left(0{,}828\,\frac{e}{L} - 0{,}232\right) \cdot N \cdot L,$$

bzw.

$$M_3 = M_1 \cdot 1{,}57 = \left(1{,}3\,\frac{e}{L} - 0{,}364\right) N \cdot L,$$

oder, wenn x = Abstand der Ruderkraft vom Achterende des Schiffes:

$$M_3 = \left(0{,}362 - 1{,}3\,\frac{x}{L}\right) N \cdot L.$$

Als äußersten Fall kann man $\frac{x}{L} = 0{,}12$ annehmen, dann ist:

$$M_3 = 0{,}206 \cdot N \cdot L.$$

Diese Kraft N berechnet sich unter Zuhilfenahme des Diagrammes (Abb. 9) auf Grund folgender Daten:

$$\frac{Fr}{F} = 0{,}15, \quad \frac{F}{V^{2/3}} = 0{,}2375,$$



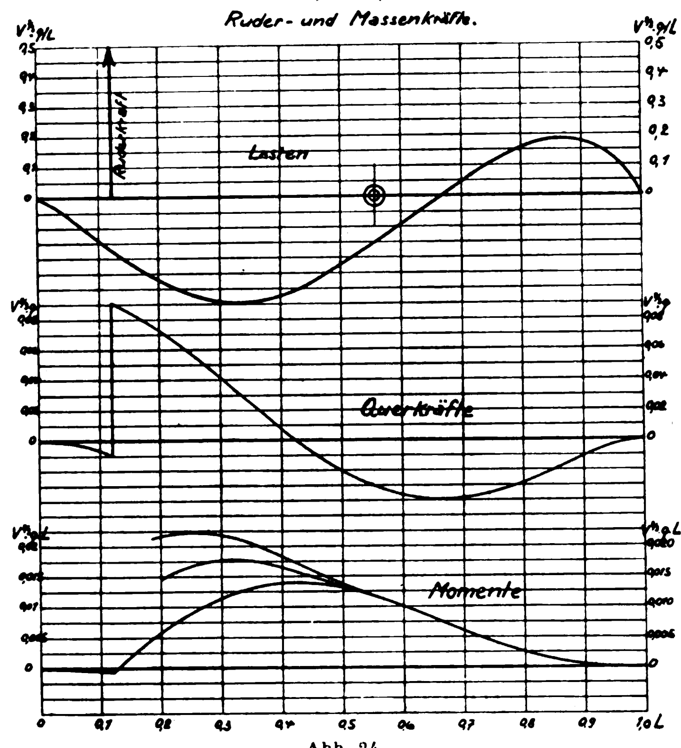


Abb. 24.

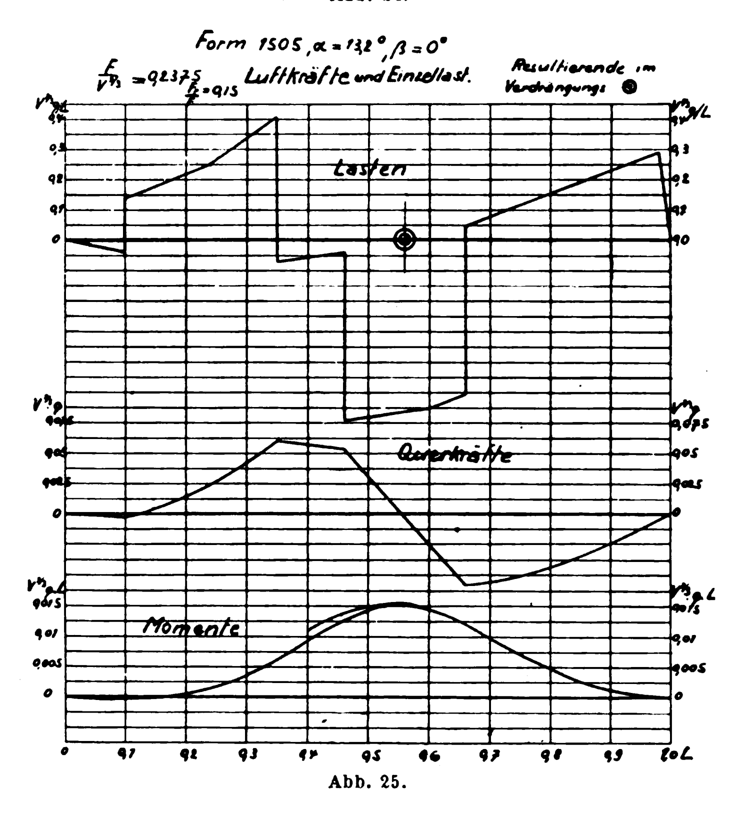


Abb. 25.

Achterkanteruder auf 0,1 L, $\beta = 20°$, zu:

$$N = 0{,}068 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot \left(\frac{2{,}18}{2{,}93}\right)^{2/3} = 0{,}0558 \cdot V^{2/3} \cdot q,$$

so daß man zu einem Höchstwert für das Biegungsmoment von:

$$M_3 = 0{,}0115 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L$$

kommt. Er bleibt ungefähr der gleiche auch für größere Ruder, weil da die Resultierende des Ruderdruckes näher an den Verdr. Θ rückt.

Soweit die Biegung durch die Massenkräfte, es bleibt nur noch der Fall 4 zu erörtern; Schiff schwer oder leicht in der Mitte. Schiff schwer oder leicht allgemein würden nichts besonderes bringen, weil dieser Fall mit dem untersuchten Fall 1 verglichen werden kann. Schiff schwer oder leicht an den Enden liefert ebenfalls keine höheren Beanspruchungen, weil Belastung und Unterstützung sich in ihrer Art nahe kommen. Dagegen kann man Schiff schwer oder leicht in der Mitte, z. B. das Auslaufen von 1 bis 2 Zellen als einen schweren Fall bezeichnen, weil Belastung und Unterstützung hier sehr voneinander abweichen, wie die Abb. 25 und 26 lehren. In der Tat werden hier die größten Beanspruchungen erreicht, z. B. nach Abb. 26:

$$M_3 = 0{,}0185 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L,$$

wobei

$$N = 0{,}117 \cdot V^{2/3} \cdot q$$

ist. Beachtet man aber, daß die Erschwerung oder Erleichterung des Schiffes, wenn sie wirklich auf eine kurze Strecke beschränkt bleibt, eine gewisse Höhe, etwa den Auftrieb von 1 bis 2 Zellen, nicht überschreiten kann, so kann man nur von Fall zu Fall sagen, ob der gefundene Wert für M_3 in der Praxis erreicht wird. Denn

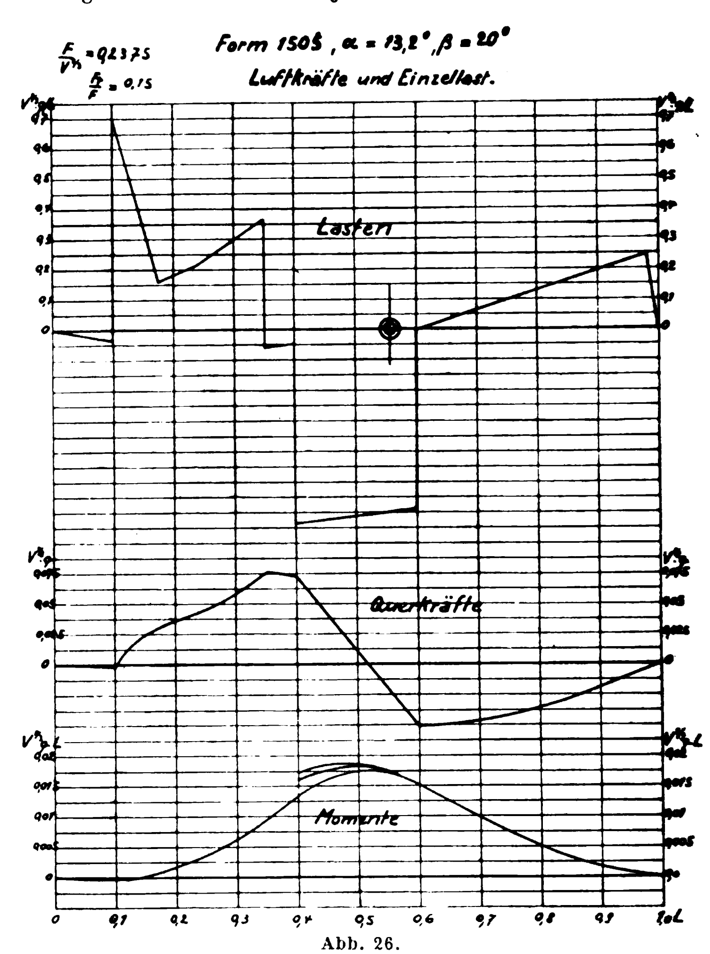


Abb. 26.

das Auslaufen von Zellen ist eine Havarie, die man stets durch Vonbordgeben von Gewichten und Umtrimmungen im Schiff abmildern kann und abmildert.

Abgesehen also von diesem Ausnahmefall, der übrigens ja nur auf die Höhendurchbiegung zutrifft, erweist sich das Ruderlegen als die schwerste Belastung für das Luftschiff. Der hierbei mögliche Wert

$$M_3 = 0{,}0115 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L$$

soll nun durch die Praxis nachgeprüft werden. Prallschiffe bieten in dieser Beziehung ein dankbares Gebiet, weil die Festigkeit des Körpers durch die Gasfüllung und den Betriebsdruck erbracht und nur so weit erhöht wird, bis die Deformationen verschwinden, oder nicht mehr störend sind. So war PL 27, ein im Bereiche unserer Betrachtung liegender Typ, der bei voller Kraft etwa 24 m/s lief und während seiner mehr als zweijährigen Betriebsdauer auch in den schlimmsten Böen mit 20—25 kg/m² Betriebsdruck gut ausgekommen ist. Die Deformationen in der senkrechten Ebene waren überhaupt nicht zu merken, in der wagerechten betrugen sie höchstens 0,75 vH Pfeilhöhe Durchbiegung. Nehmen wir aber an, daß bei 20 kg/m² Betriebsdruck die Festigkeit des Schiffes überwunden wäre, dann käme man zu folgenden Schlüssen: Biegungs-

moment und Innendruck hängen beim Prallschiff, wenn die Hülle beim Einknicken ist, folgendermaßen zusammen:

$$M = \frac{J_y}{2} \cdot p_m,$$

wo J_y = Trägheitsmoment der Hüllenlinie + Zugabe surch Versteifungen und p_m = Gasdruck am Äquator + Betriebsdruck sind. Der Laufgang war in sich und auch mit der Hülle durch Diagonalstahlseile verbunden und nahm an den Verbiegungen des Schiffes laut Beobachtung teil, so daß man ihn in Rechnung stellen muß. Duralumin und Stoff verhalten sich unter gegebenen Verhältnissen in der Dehnung so, daß 100 kg einen Stoffstreifen von 1 m Breite etwa 120 mal mehr dehnen als einen Duraluminstab von 1 cm² im Querschnitt. Wir haben also einen kombinierten Träger, dessen Trägheitsmoment wie folgt ausgedrückt wird:

$$J_y = 2470 + 3{,}5 \cdot 120 \cdot 1^2 \cdot 2 + 2{,}6 \cdot 120 \cdot 0{,}5^2 \cdot 2 = 3466 \text{ m}^3.$$

Der Druck p_m ist, wenn am Druckregler 20 kg/m² gemessen wurden:

$$p_m = 20 + 1{,}16 \cdot 11{,}0 = 32{,}8 \text{ kg/m}^2.$$

so daß das Biegungsmoment betragen haben muß:

$$M = \frac{3466}{2} \cdot 32{,}8 = 56\,850 \text{ mkg}.$$

Und das bei v = 24 m/s, also bei q = 36 kg/m², bei der Schiffslänge von L = 157 m und Luftverdrängung von 32 000 m², also bei $V^{2/3}$ = 1008 m². Man kann nun schreiben:

$$M = x \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L$$

oder

$$56850 = x \cdot 1008 \cdot 36 \cdot 157 = x \cdot 570\,000,$$

so daß

$$x \cong 0{,}01,$$

während wir vorhin gefunden haben: $x = 0{,}0115$, d. h. unsere Berechnungen auf Grund aerodynamischer Versuche sind nicht unvorsichtig gewesen, die Höchstwerte werden in der Praxis kaum erreicht. Wir können als Norm aufstellen, daß jedes Schiff das Biegungsmoment $M = 0{,}01 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L$ aushalten muß. Außer der Verbiegung spielen Schiebung und Verdrehung eine gewisse Rolle. Da aber diese Frage eng mit der Frage der Befestigung der einzelnen Teile, an denen der Angriff der Kräfte erfolgt, z. B. der Flossen und Ruder, verbunden ist, gehört sie mehr in das Gebiet der Konstruktion und braucht hier nicht erörtert zu werden.

Wissenswert dagegen ist die höchste Flossen- und Ruderbelastung. Hier können wir uns an die schon einmal errechneten C_n-Höchstwerte halten, indem wir sagen, mit demselben Recht, wie wir die höchsten Biegungsmomente aus den größtmöglichen Luftkräften, unter Berücksichtigung des Geschwindigkeitsabfalls hergeleitet haben, können wir die Flächenbelastungen aus eben denselben Kräften herleiten. Nachstehend die Zahlentafel der C_n-Werte aus vorigen Rechnungen:

α	β	A Flosse C_n auf Fl. bezogen	B Ruder C_n auf Fläche bezogen	B Ruder auf 3 F_r bezogen	$\left(\frac{v}{v_0}\right)^2$	Reduzierte Werte A	Reduzierte Werte B	Summe
0°	20°	—	28,6	63,5	0,82	—	52,0	52,0
13,2°	0°	89,0	—	—	0,392	34,8	—	34,8
13,2	20°	89,0	28,6	63,5	0,333	29,6	21,1	50,7
15°	20°	109,0	28,6	63,5	0,284	31,0	18,0	49.0

Der Ruderdruck ist hierbei auf 3 F lastend angenommen, weil, wie wir früher gesehen haben, der Druckmittelpunkt bei großen Ausschlägen auf etwa ½ Rudertiefe vor der Ruderachse liegt. Berücksichtigt man ferner, daß von den gefundenen Zahlen auf dem Leitwerk selbst nur 73 vH lasten, so kommt man zu Flossendrücken bei Ruderanschlag Null: $p = 0{,}254\, q$, und Höchstdruck auf das Ruder und seine Umgebung: $p = 0{,}38\, q$. Bei v = 35 m/s käme man so auf 19,5 und 29 kg/m².

Zum Schluß sei eine kurze Betrachtung über die Vergrößerung der Schiffe angefügt. Wir haben gesehen, daß das höchste Biegungsmoment sich in die Form kleiden läßt:

$$M = 0{,}01 \cdot V^{2/3} \cdot q \cdot L$$

und daß man dieses Moment mit einem Innendruck abwehren kann (bei dem also Druckkräfte in der Hülle bzw. im Gerippe verhindert werden), der sich wie folgt finden läßt:

$$p_m = \frac{M}{x \cdot \frac{\pi r^3}{3}},$$

wo x = Beiwert für das Linienträgheitsmoment des Querschnittes. Oder

$$p_m = \frac{0{,}01 \cdot V^{2/3} \cdot L}{x \cdot \frac{\pi r^3}{3}} \cdot q = \frac{0{,}02}{x} \cdot \frac{(2\,n)^{5/3} \cdot \delta^{2/3}}{\pi^{2/3}} \cdot q,$$

wo $n = \frac{L}{2\,r}$ ist, so daß auch:

$$p_m = 0{,}0435 \cdot \frac{n^{5/3} \cdot \delta^{2/3}}{x} \cdot q.$$

Wenn man den mittleren Innendruck als Gegendruck gegen die äußeren Kräfte betrachtet, kann man auf Grund dieser Formel folgendes sagen:

1. Der Gegendruck ändert sich linear mit dem Staudruck.
2. Er erhöht sich wesentlich mit dem Streckungsverhältnis des Schiffes.
3. Er bleibt für große und kleine Schiffe der gleiche. Und daraus folgt:

a) Lange Schiffe soll man vermeiden, sie haben ohnehin weder aerodynamisch noch konstruktiv, noch fahrtechnisch irgendwelche Vorzüge.

b) Die Steigerung der Größe des Schiffes erscheint unbedenklich, bei Prallschiffen führt sie sogar zu kleineren Betriebsdrücken (weil p_m = Betriebsdruck + Gasdruck in halber Höhe, die mit der Größe des Schiffes zunimmt).

III. Ein neuer Typ des Prall-Luftschiffes.

In der letzten Zeit ist die Frage oft aufgeworfen worden, ob das Prallschiff bei weiterer Entwicklung der Luftschiffahrt mit dem Starrschiff inbezug auf Größe und Leistungen wetteifern wird. Man weiß, daß das Prallschiff dem Starrschiff inbezug auf Leistungen oft überlegen war, ganz bestimmt in bezug auf Unempfindlichkeit, z. B. bei Landungen. Man weiß aber auch, daß das Prallschiff infolge seiner leichten Deformierbarkeit Schwierigkeiten bereitet,

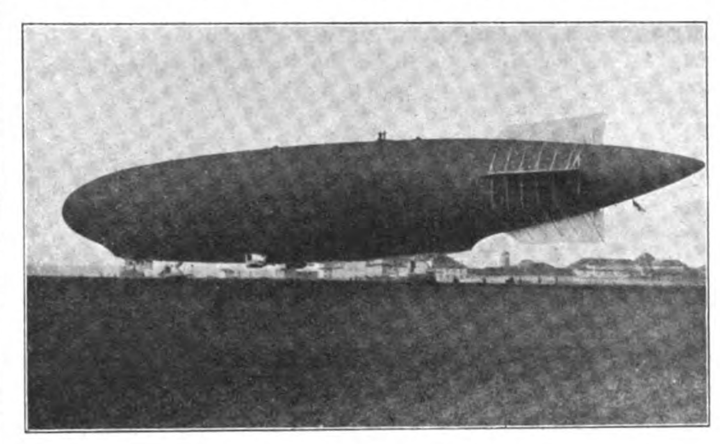


Abb. 27. Parseval-Luftschiff PL 27.

besonders bei großen Schiffen. Wiederum weiß man auch, daß das Prallschiff im Gegensatz zum Starrschiff so viel Bauarten oder Typen zuläßt, daß man von dem, was existiert, nicht schließen darf, das Ende der Entwicklung wäre erreicht. Infolgedessen wäre es heute, trotzdem das Prallschiff in der Größe einstweilen nicht über 36 000 m³ gekommen ist, verfrüht, auf Grund der jetzigen Lage ein Urteil zu fällen.

Grundsätzlich steht sonst der Vergrößerung des Prallschiffes nichts im Wege. So z. B. ist die Festigkeit gegen Verbiegen in der Fahrt bei großen Schiffen fast leichter zu erreichen als bei kleinen Schiffen, wie ich bereits Gelegenheit hatte, in meinem letzten Vortrage in der WGL zu erläutern. Da diese Frage noch nicht Allen bekannt sein dürfte, erlaube ich mir, sie mit knappen und etwas anderen Worten zu wiederholen. Ein Prallschiff von 32 000 m³, und zwar der PL 27 (Abb. 27) mit der Marschgeschwindigkeit von 24 m/s hat während seiner zweijährigen Betriebsdauer allen Beanspruchungen mit 20 kg/m² Betriebsdruck standgehalten, ohne einzuknicken. Das Widerstandsmoment ist bekannt, die Spannungen in der Hülle bei dem erwähnten Betriebsdruck ebenfalls, folglich kann man sagen, wie groß das Biegungsmoment im Höchstfalle gewesen sein muß. Ich fand den Wert von 56 850 mkg und benutzte ihn, um eine allgemeine Formel, die allerdings nur für ein Schiff von ähnlicher Form gilt, aufzustellen:

$$M_{\max} = 0{,}01 \cdot V^{2/3} \cdot L \cdot q \quad \ldots\ldots\ldots \quad (\ )$$

Hier ist:
V = Luftverdrängung des Schiffes,
L = Länge des Schiffes,
q = Staudruck bei Höchstgeschwindigkeit des Schiffes.

Wir fragen weiter nach dem mittleren Innendruck, der erforderlich ist, um dem Schiff die nötige Festigkeit zu verleihen, bzw. um ungefähr, wie in Abb. 3 gezeigt, und zwar so, daß ihre Resultierende abseits von der Schwerachse des Querschnittes um die Strecke e entfernt zu liegen kommt. Das Biegungsmoment ist dann gleich dem Produkt aus e und der Resultierenden der Spannungen, die gleich ist der Resultierenden der Drücke auf den Querschnitt. Je größer e werden darf, desto mehr Biegung kann das Schiff aufnehmen.

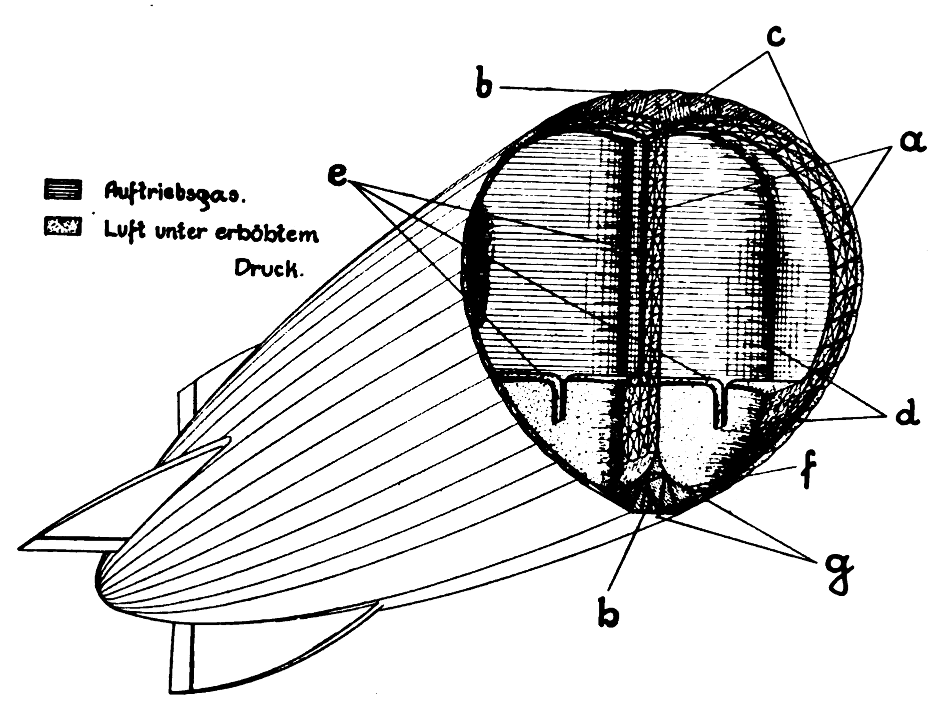


Abb. 30. Die neue Bauart.

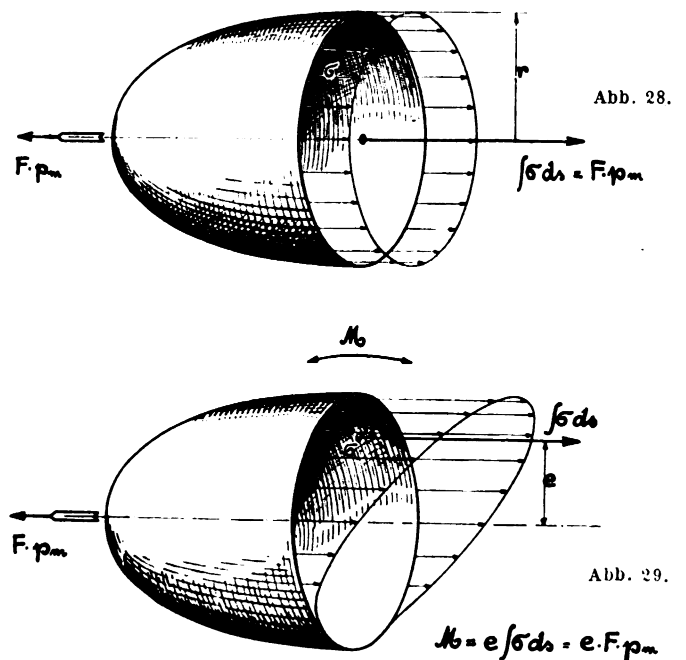
das Einknicken zu verhindern. Dieser errechnet sich aus der Formel (1) für Schiffe, die kein Versteifungsgerüst besitzen, zu

$$p_m = 0{,}0217 \cdot \frac{n^{5/3} \cdot \delta^{2/3}}{\frac{e}{r}} \cdot q \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

wo: n = Streckungsverhältnis des Schiffes $= \frac{L}{D}$ ist,
δ = Völligkeitsgrad der Verdrängung,
also

$$\delta = \frac{V}{L \cdot \frac{\pi D^2}{4}}.$$

Die Größen e und r sind aus Abb. 28 und 29 ersichtlich. Bei der Biegung eines Prallschiffes verteilen sich die Längsspannungen



Verteilung der Längsspannungen am unbelasteten und gebogenen Schiff.

Bei $\frac{e}{r} = 0{,}5$ ist bei Stoffhüllen die Grenze des Einknickens erreicht, man kann aber diese Zahl $\frac{e}{r}$, wie wir später sehen werden, größer werden lassen.

Formel (2) besagt jedenfalls, daß der mittlere Innendruck bei geometrischer Vergrößerung des Schiffes der gleiche bleibt, er ändert sich überhaupt nur linear mit dem Staudruck der Höchstgeschwindigkeit. Hat man daher für ein Schiff den Betriebsdruck von beispielsweise 20 kg/m² für ausreichend gefunden, dann wird er auch für ein größeres Schiff von gleicher Geschwindigkeit ausreichen, sogar niedriger sein dürfen. Denn der mittlere Innendruck setzt sich zusammen aus dem Betriebsdruck und dem mittleren Gasdruck, der bei großen Schiffen infolge größerer Gashöhen höher ist. Die Sicherheit gegen das Einknicken ist auch nicht dasjenige, was bei Prallschiffen schwierig zu erkämpfen ist, sondern die Beseitigung der Deformationen. Die bestehenden Prallschiffe sind alle aus gewebtem Stoff hergestellt. Vergleicht man die Dehnung eines Stoffstreifens mit derjenigen eines Stahlbandes von der gleichen Zerreißkraft, so wird man die erstere etwa 150mal größer finden. Daraus erklärt sich die erhebliche Deformierbarkeit des Prallschiffes, die bekanntlich durch Anbau von Versteifungsgerippen in verschiedenen Arten bekämpft wird. Die gewebten Stoffe haben noch den Nachteil, daß sie sich ganz verschieden dehnen, weshalb die Versteifungsgerippe schwer anzupassen sind.

Dringt man in diese Erkenntnis ein, so liegt der Gedanke nahe, die Hülle aus wenig deformierbarem Material, etwa aus Metall, herzustellen. Oder, da dieses fast unausführbar ist, an Stelle einer Hülle zwei oder drei zu nehmen, von denen eine oder zwei die Dichtung übernehmen, während die dritte die Kräfte zu übertragen hat. Diese kann dann aus wenig deformierbaren Zugelementen hergestellt sein. Dieser Gedanke lag auch dem neuen Typ, der nunmehr beschrieben werden soll, zugrunde. Die Hülle aus wenig deformierbaren Zugelementen ist hier ein Netzwerk a (Abb. 30), das aus quer, längs und schräg verlaufenden Stahllitzen gebildet ist. Die Knotenpunkte, in denen die einzelnen Zugelemente unverschieblich festgemacht, sind in Abständen von ungefähr 1 m verteilt. Das Netzwerk ist an den unteren Trägern eines angehängten Laufganggerüstes befestigt und umgibt den Tragkörper von allen Seiten. Oben, in der Mittelebene, wird es durch eine Einschnürungswand etwas niedergehalten. Diese Einschnürungswand, die ebenfalls als Netzwerk ausgebildet und an die oberen Träger des Laufgang-

gerüstes befestigt ist, erfüllt mehrfachen Zweck. 1. verringert sie die Bauhöhe und den Widerstand des Schiffes, indem sie ihm einen mehr kreisrunden Querschnitt gibt. 2. erlaubt sie eine zweckmäßige Befestigung des Leitwerkes durch ins Innere des Schiffes verlegte Verstrebungen, und 3. ermöglicht sie den Einbau eines Überwachungsganges und somit auch die Unterbringung der Ventile, wie noch später beschrieben werden soll, auf dem Rücken des Schiffes. Das Mehrgewicht des Tragkörpers, das durch den Einbau der Mittelwand entsteht, wird durch Ersparnis an den Schottwänden und dem Laufganggerüst wieder aufgehoben, denn der Laufgang müßte sonst, um den Schiffsquerschnitt nicht zu schmal werden zu lassen, erheblich breiter gemacht werden.

Gegen das Netzwerk legen sich rechts und links von innen die Gaszellen *e* nach Art der Starrschiffzellen, die je nach dem Füllungsgrad des Schiffes den ganzen Netzraum oder nur einen Teil davon, wie beispielsweise gezeichnet, ausfüllen können und dem Schiff den Auftrieb geben. Das ganze ist nun von einer Außenhülle *b* umgeben, die unten mit der Bodenhülle *f* beginnt, das Netzwerk durchdringt und außen in einem Abstande von ungefähr 0,2 m weiterläuft, um oben in ein etwas erhöhtes Gewölbe überzugehen. Der Abstand der Außenhülle wird durch längsschiffs verlaufende Liekbogen, deren Spitzen in den Netzknotenpunkten leicht lösbar befestigt sind, gehalten. Der so entstehende Mantelraum über dem Netzwerk steht

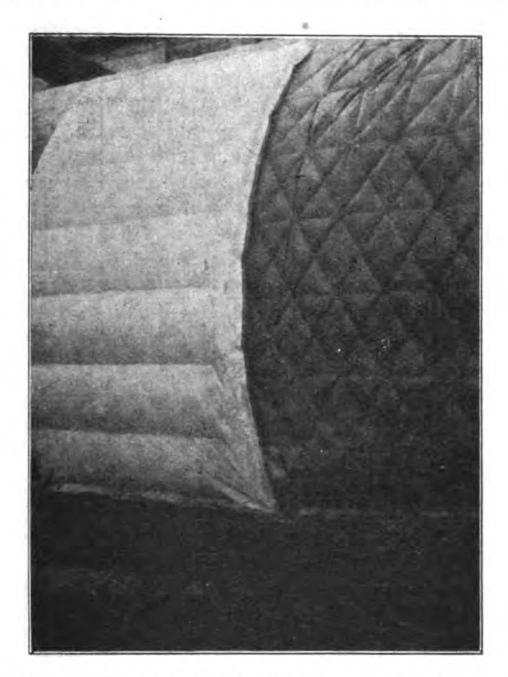


Abb. 31. Versuchskörper mit Netzwerk und einem Teil der Außenhülle.

mit dem Raum unterhalb der Gaszellen in Verbindung und wird unter erhöhten Druck (10 bis 30 kg/m²) gesetzt. Dadurch hebt sich die Außenhülle ab und versucht das Netzwerk nach allen Richtungen hin zu sprengen. Das Netzwerk wird auf diese Weise gezwungen, nicht allein den Druck der Gaszellen, sondern auch den erwähnten Betriebsdruck von 10 bis 30 kg/m² zu tragen und dementsprechend alle Spannungen bis auf einen geringen Teil, der in der Außenhülle und in den Gaszellen verbleibt, aufzunehmen. Wir haben somit einen Aufbau vor uns, der an ein Starrschiff erinnert. Der Unterschied besteht darin, daß im vorliegenden Schiff das Gerippe nur aus Zugelementen besteht und der Innenraum unter erhöhtem Druck gehalten wird; sonst aber haben wir auch auswechselbare Gaszellen, abnehmbare Außenhüllen und auswechselbare Zugelemente. Die Außenhülle ist luftdicht und wetterfest gemacht, um dem Schiff einen längeren Aufenthalt in freier Luft zu erlauben und damit den hallenlosen Fahrbetrieb zu ermöglichen. Der erhöhte Druck im Schiff wird dadurch gebildet, daß Luft durch besondere Vorrichtungen aus dem Fahrwind oder bei Stillstand des Schiffes durch Gebläse geschöpft und, wenn der Druck zu hoch wird, oben durch Klappen ins Freie gelassen wird. Die Einlaß- und Auslaßklappen werden von den bei Parseval-Schiffen bewährten Druckreglern vermittelst Druckluft gesteuert. Die Druckreglung erfolgt also selbsttätig und kann so eingestellt werden, daß der Mantelraum mehr oder minder durchlüftet wird. Man vermeidet hierdurch die Ansammlung von gefährlichen Gasen und erzielt zum mindesten eine erhebliche Abschwächung der Erwärmung des Traggases durch die Sonnenbestrahlung, was für große Schiffe sehr ins Gewicht fällt.

Die Stabeinteilung am Netzwerk kann statisch bestimmbar oder unbestimmbar ausgeführt werden. Die erste Anordnung ist wegen der geringeren Zahl der Knotenpunktanschlüsse etwas leichter, die andere aber etwas sicherer bei Verletzungen. Die Gestaltung des Netzwerkes bietet überhaupt ein interessantes und umfangreiches Studium, auf das ich vielleicht später Gelegenheit haben werde einzugehen. Heute mögen nur einige Bilder von Versuchen mit dem

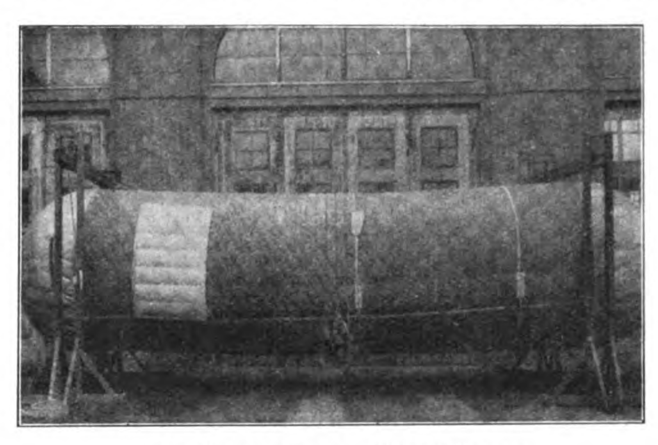


Abb. 32. Biegung des Netzwerk-Körpers.

Netzwerk an einem kleineren Körper von 6 m Länge und 2 m Durchmesser, die die neu gegründete Lustuv-G. m. b. H. unternommen hat, gezeigt werden. In Abb. 31 ist die Oberfläche des Körpers mit dem Netzwerk und einem Stück Außenhülle gezeigt, in Abb. 32 der Körper mit Netzwerk und belastet bis zur beabsichtigten Grenze von 100 kg bei 6 m Spannweite und 60 kg/m² Innendruck, und in Abb. 33 der gleiche Körper ohne Netzwerk und mit 80 kg belastet. Es hat sich gezeigt, daß die Belastung des Netzkörpers unbedenklich soweit getrieben werden konnte, daß die vorhin erwähnte Zahl e/r einen Wert von 0,75 annahm, während sie am netzlosen Körper nicht über 0,6 zu bringen war, weil der Körper zusammenzuklappen drohte. Im Betriebe wird man daher an Netzwerkschiffen ebenfalls mit einer um 30 bis 50 vH größeren zulässigen Biegungsbelastung rechnen dürfen als bisher.

Eine Lebensfrage für Luftschiffe sind bekanntlich die Querschotten, denn von diesen hängt ab die statische Längsstabilität, die Sicherheit gegen das Anwachsen der Gasdrücke an den Enden und die Sicherheit gegen Herabsinken des Schiffes beim Leckwerden der Gaszellen. So notwendig, wie sie für Luftschiffe sind, so schwierig ist es aber, eine befriedigende Lösung dafür zu finden. Ebene Wände lassen sich bei Prallschiffen wegen der unangenehmen Einschnürungen, die sie an der Oberfläche verursachen, nicht verwenden, es sei denn, daß sie durch irgendwelche Seile, Gurte u. dgl.

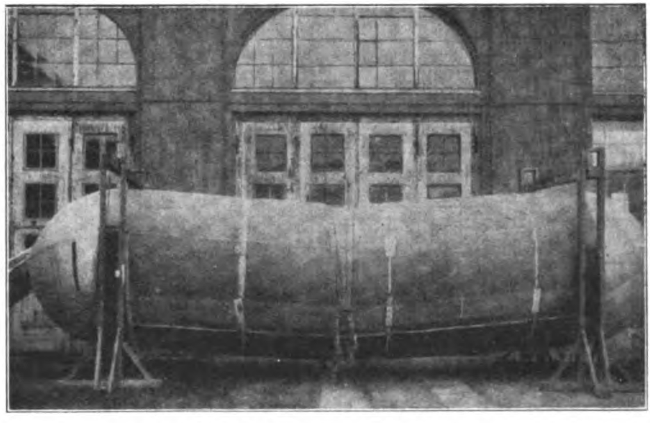


Abb. 33. Biegung des netzlosen Körpers.

abgesteift werden, wie es z. B. am PL 27 der Fall war. Diese Versteifungen durchdringen aber den Gasraum und machen die Verwendung von einzelnen herausnehmbaren Gaszellen unmöglich. Geeigneter sind schon die bekannten Kugelschotten des S.S.W.-Luftschiffes aus dem Jahre 1912. Sie bedürfen keiner Absteifungen, lassen also die Verwendung von Zellen zu, verlangen aber eine erhöhte Druckhaltung in den Kugelräumen. Noch bequemer und leichter erweisen sich zylindrische Schottwände, wie aus Abb. 34 zu ersehen ist. Läßt man den wagerechten zylindrischen Körper *a*

von einem gleichdicken Halbzylinder *b* senkrecht durchdringen, so entsteht die Durchdringungskante *ABC*, die in der neuen Schottkonstruktion als Befestigungskante dient. Die Schottwand selbst ist der abgeschnittene Teil des senkrechten Zylindermantels. Diese Wand wird durch hier nicht weiter zu erörternde Hilfsmittel so eingebracht, daß nicht die senkrechten, sondern nur die wagerechten, kreisbogenförmig verlaufenden Fasern Spannung auf-

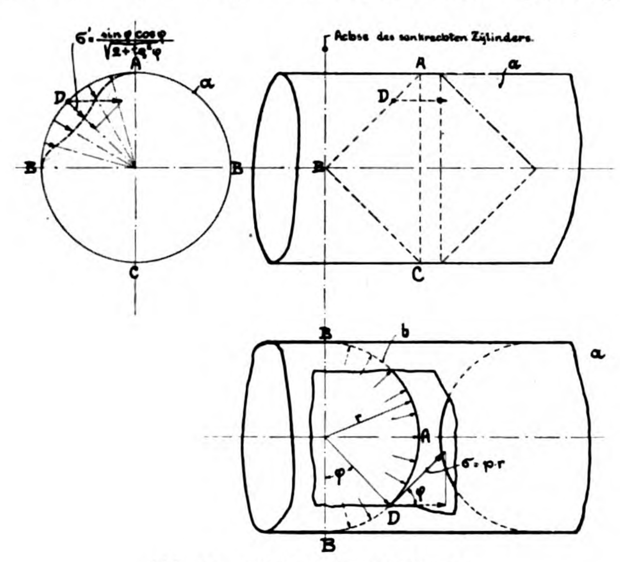


Abb. 34. Zylindrische Schottwand.

nehmen, wenn der Druck p, wie in der Zeichnung gezeigt, auf der Wand lastet. Die Fasern laufen in die Hülle *a* unter verschiedenen spitzen Winkeln ein, die bei *AB* und *C* gleich Null sind und in anderen Stellen höchstens 30° betragen. Infolgedessen wird die Hülle nur in den zwischen *A* und *B* liegenden Stellen, beispielsweise in *D*, eingeschnürt. Die Einschnürungsbelastung hier ist aber gering, sie macht etwa den vierten Teil der Schottspannung aus und greift an schräg zur Schiffsachse gerichteten Kanten an; infolgedessen wird sie hauptsächlich von den Ringspannungen in der Hülle aufgenommen und praktisch kaum merkliche Einschnürungen hervorrufen. Versuche mit einem wassergefüllten Modell haben diese Überlegungen, wie wir später sehen werden, auch bestätigt. Die zylindrische Schottwand verträgt natürlich nur den Druck von innen nach außen, der umgekehrten Belastung weicht sie aus. Die gesamte Anordnung muß also paarweise, wie in Abb. 8 gezeigt, geschehen; hierbei wird der hohl aussehende Zwischenraum nicht etwa unausgefüllt gelassen, sondern genau wie die andern Räume mit Gas gefüllt, bzw. mit Gaszellen ausgelegt. Bringt man die beiden Schottwände dicht aneinander, dann wird der Zwischenraum so klein, daß sein Luftspiegel rasch zu steigen beginnt, sobald eine von den Schottwänden nur wenig in verkehrter Richtung eingedrückt wird. Diese Eigenschaft läßt sich mit Erfolg dazu verwenden, um bei Schräglagen des Schiffes den Luftspiegel des Zwischenraumes mit demjenigen des benachbarten, höher gelegenen Raumes mitgehen zu lassen, ohne daß man eine unzweckmäßige Beanspruchung der eingebeulten Schottwand zu befürchten hat. Abb. 37 veranschaulicht diesen Zustand an einem wassergefüllten und um 20° geneigten Versuchskörper, bei dem das Gas durch Wasser vertreten und der Auftrieb infolgedessen nach unten gerichtet ist; auch der Wasserspiegelausgleich findet hier mit der tiefer gelegenen Abteilung statt. Vorher befand sich derselbe Körper in wagerechter Lage mit überall gleich hohen Wasserspiegeln bzw. Luftspiegeln, wie Abb. 35 zeigt. Während also eine Schottwand sich ohne weiteres einbeulen läßt, tritt die andere in Tätigkeit und führt die beabsichtigte Druckabsperrung bzw. die Luftspiegelabstufung herbei, und zwar sogleich, weil sie zur Aufnahme der Spannungen nicht erst Formveränderungen durchzumachen hat. Einschnürungen an der Oberfläche des Körpers wurden auch im dritten Falle, bei dem nach Abb. 36 beide Schottwände, eine sogar bis zur Höchstgrenze, belastet waren, nicht wahrgenommen. Im Inneren konnte man an Hand eingebauter Fenster gleichfalls nur den ordnungsmäßigen Verlauf der Dinge feststellen.

Für ein Schiff, das mit einer Mittelwand versehen ist, bildet man die Schottwand zweckmäßigerweise als unterteilte Zylinderfläche aus, indem man, wie Abb. 30 zeigt, zwei Zylinder nimmt, die sich in der Mittelwand schneiden und an den Schiffsflanken in das Netzwerk tangential oder nahezu tangential einlaufen. Die Gewichtsersparnis ist hierbei nicht unbedeutend; während das Verhältnis von Schottfläche zur Spantfläche beim nicht unterteilten Zylinder 1,27 ausmacht, beträgt es beim unterteilten Zylinder etwa 1,19.

Um die beschriebenen Einrichtungen in ihrer Gesamtheit noch einmal zu zeigen, sei hier als Beispiel ein kleineres Verkehrsschiff von 25000 m³ beschrieben (Abb. 38). Über einem 2 m breiten und gelenkig ausgebildeten Laufgang erhebt sich das Netzwerk, allseitig umschlossen von der Außenhülle und Laufgangverkleidung. Die Schottwände, in der Zahl 12 Stück, sind aus durchlässigem Stoff gefertigt und an das Netzwerk durch Liekbogen befestigt. Die Gaszellen, in Abb. 38 beispielsweise nur zu 3/4 gefüllt gezeigt, füllen alle 13 Räume aus, so daß jede Schottwand an beiden Seiten von Zellenhüllen umgeben ist. Wird das Schiff unter Druck gebracht, dann behält es seine Form, auch ohne daß einzelne Zellen gefüllt sind.

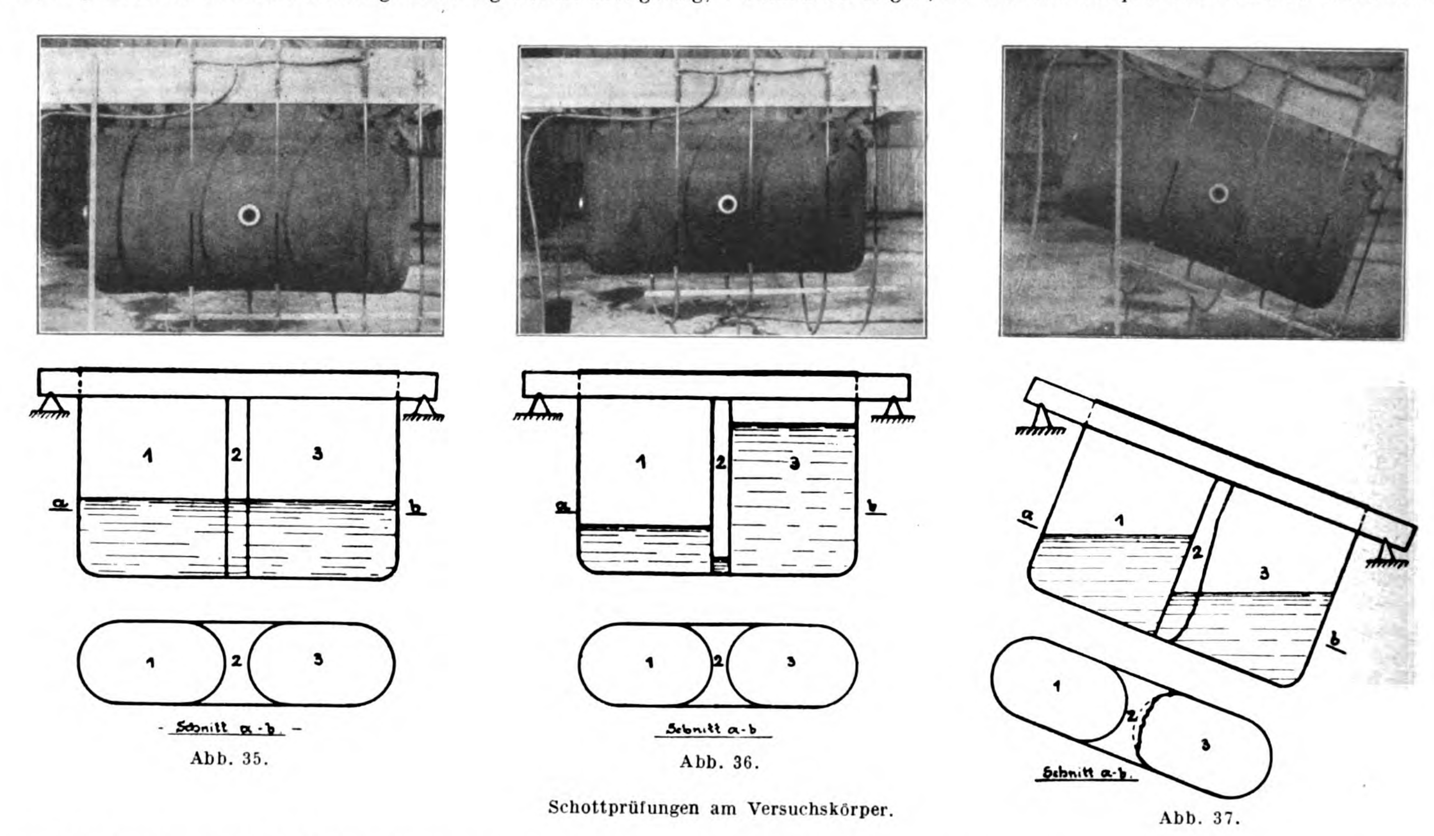


Abb. 35. Abb. 36. Abb. 37.

Schottprüfungen am Versuchskörper.

Diese können daher im Betriebe ausgewechselt werden, selbst wenn es sich um Zellen mit erhabenen Stirnwänden handelt. Denn die Schottwände gestatten, wie die Versuche gezeigt haben, eine für den Betrieb genügende Durchstülpung der Zwischenraumabteilungen. Der obere Mantelraum ist, wie schon erwähnt, als Überwachungsgang ausgebildet, um die in der Nähe angebrachten Luftklappen und Gasventile kontrollieren und im gegebenen Falle an Ort und Stelle eingreifen zu können. Die Gasventile münden unmittelbar ins Freie und blasen das Gas quer zum Fahrwind aus, wodurch einerseits eine schnelle Mischung mit der Luft außerhalb des Schiffes und andererseits eine möglichst weit nach oben gerichtete Abströmung erzielt wird. Der obere, im ganzen etwas vergrößerte Mantelraum trägt schließlich auch zur Erhöhung der Betriebssicherheit des Schiffes bei, indem er das Absuchen und Dichten von lecken Stellen im oberen Teile des Schiffes während der Fahrt möglich macht.

Die Mittelwand im Schiff gestattet eine erstrebenswerte und einfache Aufhängung der Maschinen und Propeller an herausragenden Armen. Die Propeller sind hierbei gleichachsig, jedoch untersetzt, entweder mit einem Umlaufmotor oder Sternmotor gekuppelt. Das Anwerfen geschieht durch Druckluftanlasser, da Druckluft sowieso für die Steuerung der Ventile zur Verfügung steht. Das Reversieren kann durch Schwenken der Arme ersetzt werden, wodurch das Reversiergetriebe gespart und der volle Propellerschub zum Rückwärtslauf ausgenutzt wird. Die Propellerarme lassen sich beliebig am Schiff verteilen. Sie können einziehbar aufgehängt werden zwecks Überholung der Maschinen während der Fahrt. Bei kleineren Schiffen, wo diese Einrichtung zu viel Platz wegnehmen würde, läßt sich die Betriebssicherheit durch Vermehrung der Maschinen erhöhen, so z. B. würden für das vorliegende Schiff 4 Umlaufmotore von je 210 PS sonst genügen, es sind aber noch, da die Gewichte es zulassen, 2 Stück als Reserve beigegeben. Die Maschinen sind leicht herausnehmbar angebaut; hat eine Maschine eine gewisse Betriebszeit hinter sich, dann wird sie im Hafen durch überholte Maschinen ausgewechselt. Die dadurch notwendig werdende vermehrte Bereitstellung von Reservemaschinen in den einzelnen Häfen wird sich sicher lohnen, da durch die Schonung der Maschinen die Betriebssicherheit beträchtlich erhöht wird.

Für die Erzeugung der Druckluft sind Kompressoren vorgesehen, die von Hilfsmotoren angetrieben werden. Diese treiben auch die Ventilatoren.

Die Verankerung des Schiffes kann sowohl am Laufgang vorne, als auch unmittelbar an dem sehr großen Puffer erfolgen. Der Puffer ist als Schwimmer ausgebildet und kann außerdem Wasser aufnehmen und hinausdrücken, je nachdem, ob das Schiff im Wasser festgehalten oder zum Aufstieg gebracht werden soll. Es ist hierbei an den hallenlosen Fahrbetrieb auf Seen oder sonstigen Gewässern gedacht, wie er besonders für große Schiffe in Betracht kommt.

Was die Gewichte des neuen Typs anbelangen, so kann man sich ein ungefähres Urteil im Vergleich mit dem Starrschiff bilden, da der Aufbau des Schiffes dem des Starrschiffes, wie schon erwähnt, sehr ähnlich ist. Man muß sich allerdings den neuen Typ ohne die beschriebene Einschnürungswand vorstellen; die Gewichte bleiben, wie ebenfalls erwähnt, die gleichen. Zwar sind die Schottwände beim neuen Typ um etwa 27 vH größer als beim Starrschiff, dafür benötigen sie aber nicht die schweren Ringverstärkungen, so daß der Vergleich im großen und ganzen darauf hinausläuft, daß in einem Schiff die meisten Stäbe biegungs- und knickungsfest ausgebildet sind, während sie im anderen Schiff nur zugfest zu sein brauchen und dementsprechend, besonders bei Verwendung hochwertiger Materialien, bedeutend leichter ausgeführt werden können. Die Gewichtsdifferenz, die auf diese Weise zugunsten des neuen Typs ausfällt, wird zwar um einen gewissen Betrag, der durch verschiedene Einrichtungen, wie Druckreglung, Hilfsmaschinen, schwerere Außenhaut usw., bedingt ist, vermindert, sie bleibt aber immer noch in beachtenswertem Maße bestehen, wie die Rechnungen zeigen.

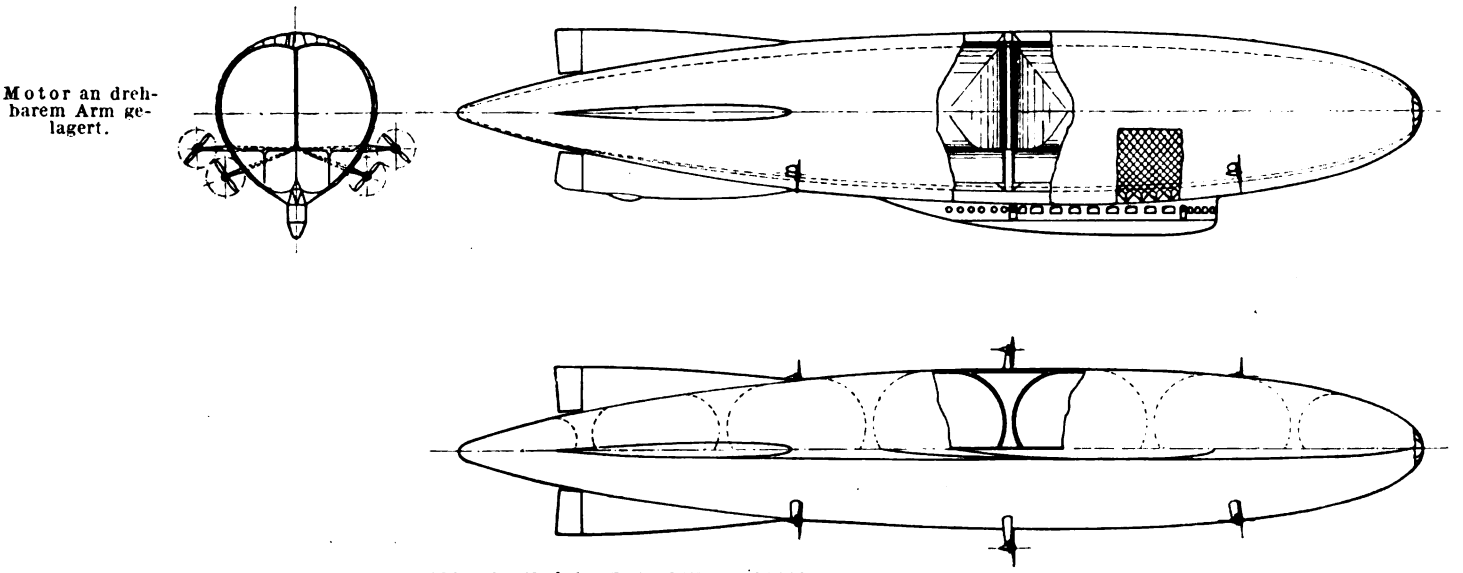


Abb. 38. Verkehrs-Luftschiff von 25 000 m³ der neuen Bauart.

Überblickt man noch einmal die wesentlichen Einrichtungen des neuen Typs, so kann man ihn durch folgende Vorteile charakterisieren:

1. Der neue Typ ist ebensowenig verbieglich wie das Starrschiff.
2. Er ist ebensowenig zerbrechlich wie das Prallschiff.
3. Er ist bei Verletzungen nicht einmal so empfindlich wie das Prallschiff, weil das Netzwerk einerseits unter der Außenhülle versteckt liegt und andererseits bei weitem nicht so leicht weiterreißt wie die Stoffhülle.
4. Er ist für Gaszellen eingerichtet wie bei Starrschiffen.
5. Er ist wenig empfindlich gegen Erwärmung durch Sonnenstrahlen und gegen Witterungseinflüsse infolge Vorhandenseins eines dicken durchlüfteten Mantelraumes.
6. Er ist leichter als das Starrschiff.
7. Er ist vergrößerungsfähig bis zu den größten Dimensionen, denn die Spannungen werden von einem metallischen Netzwerk aufgenommen, das beliebig stark gemacht werden kann.

BEITRÄGE

I. Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metall-Flugzeugbaues.[1]

Vorgetragen von Hugo Junkers.

Meine sehr geehrten Herren! Als mich unser Vorstand mit der Aufforderung beehrte, vor Ihnen über die »Entwicklung der Metallkonstruktionen im Flugzeugbau und deren Bedeutung für den Luftverkehr« zu sprechen, habe ich geglaubt, dieses ablehnen zu müssen einerseits, weil ich mich dazu für wenig befähigt halte und mir die Zeit für die erforderlichen Nachforschungen fehlt, andererseits, weil ich Bedenken hatte, über ein Gebiet zu berichten, auf welchem ich mich selbst eingehend beschäftige. Dagegen stellte ich mich gerne zur Verfügung, um Ihnen etwas über meine eigenen Arbeiten mitzuteilen.

Wenn ich mir also die Ehre geben darf, Ihre Aufmerksamkeit für mein Wirken auf dem Gebiet des Metallflugzeugbaues für eine Stunde in Anspruch zu nehmen, so wird es im wesentlichen meine Aufgabe sein, Ihnen zu schildern, wie das heutige Metallflugzeug planmäßig und folgerichtig sich aus dem Flugzeug entwickeln mußte, welches zu Beginn meiner Arbeiten vorlag.

Ich sage: »Folgerichtig entwickeln mußte«; es konnte kein anderes entstehen; es entwickelte sich logisch eins aus dem anderen. Damit ist nicht gesagt, daß der Werdegang sich allein auf dem technisch intellektuellen Gebiet vollzog. Äußere Enttäuschungen, Sorgen und Entbehrungen waren auf Schritt und Tritt mit der Überwindung der rein technischen Schwierigkeiten der Aufgabe verbunden. Manchmal stand die weitere Entwicklung auf des Messers Schneide.

Große Erschwerungen in der Aufbringung der bedeutenden Mittel, in der Heranschaffung des Rohmaterials, der Maschinen und Werkzeuge, der Hilfskräfte, Ingenieure, Beamte, Arbeiter, in der Überwindung der gegen die neue Form und das neue Material bestehenden Vorurteile, vergebliche Versuche zur Herbeiführung einer Verbindung mit großen, leistungsfähigen Firmen im Flugzeugbau u. a. verzehrten sogar den weitaus größten Teil aller Arbeit, Zeit und sonstigen Aufwendungen.

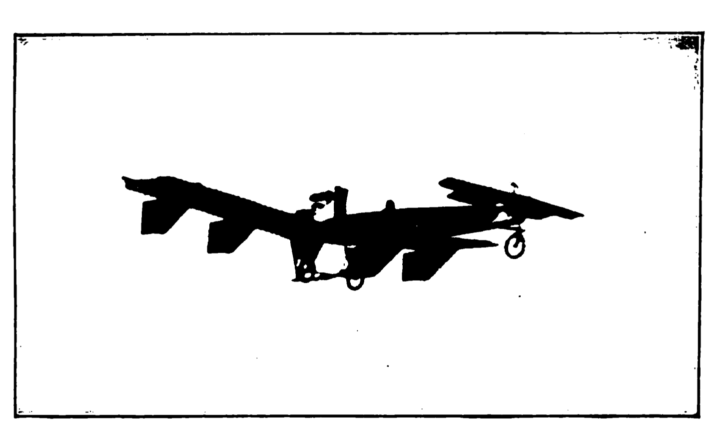


Abb. 1. Reißner-Ente 1910.

Obschon das Problem des Fliegens mich von Jugend auf sehr interessierte, fand ich in früheren Jahren keine Zeit und Gelegenheit, mich eingehender damit zu befassen. Erst als im Jahre 1909 Kollege Reißner mich in Aachen zur gemeinsamen Bearbeitung des Maschinenfluges aufforderte, schienen sich günstige Aussichten für eine wirksame Mitarbeit auf diesem Gebiet zu eröffnen. Aber unabweisbare andere Verpflichtungen ließen mir auch jetzt sehr wenig Zeit.

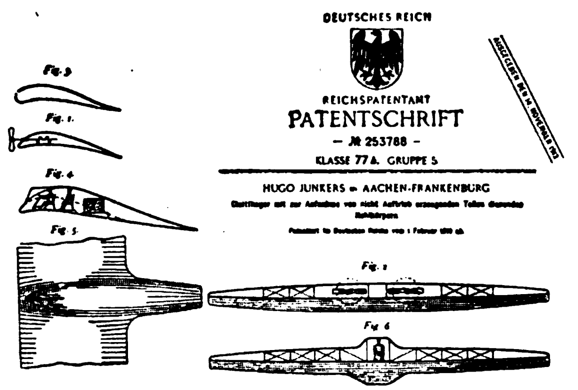


Abb. 2. Gleitflieger-Patent von Junkers aus dem Jahre 1910.

Das aus der Verbindung mit Reißner hervorgegangene Flugzeug (Abb. 1) ist daher im wesentlichen seiner Bearbeitung entsprungen.

Immerhin konnte ich dabei an der Anwendung des Metalls auf dem flugtechnischen Gebiet mitarbeiten. Außerdem stammt aus jener Zeit ein Patent vom 1. Februar 1910, welches heute die erwartete Beachtung gefunden hat und die Grundlage für mein Metallflugzeug bildete (Abb. 2).

Dieses Patent beruht auf der Erkenntnis, daß die künftige Entwicklung des Flugzeugbaues sich in Richtung der weitgehendsten Verringerung der Widerstände bewegen würde, und auf der Auffindung des geeignetsten Mittels zur Lösung dieser Aufgabe.

Um die außerordentlich große Bedeutung der Verminderung des Widerstandes zu würdigen, muß man sich vor Augen halten, daß sich mit ihm auch der Propellerzug und die Motorleistung vermindern. Dies bringt neben einer erheblichen Verbesserung der Wirtschaftlichkeit eine Reihe von Vorteilen, die sich aus der Herabsetzung von Motor- und Brennstoffgewicht ergeben.

Wenn man zwei gleich große Flugzeuge vergleicht, so wird das Flugzeug, dessen Widerstand geringer ist, infolge Verminderung des Motor- und Brennstoffgewichtes eine erheblich größere Nutzlast befördern oder sein Flugweg wird durch Mitnahme einer größeren Betriebsstoffmenge bedeutend verlängert; ferner kann man zur Beförderung der gleichen Nutzlast ein kleineres, d. h. billigeres Flugzeug bauen. Unter Verzicht auf eine Verkleinerung der Motorleistung kann endlich eine größere Fluggeschwindigkeit erzielt werden.

Daß diese Vorteile nicht nur hypothetischer Art sind, lehrt der große, flugtechnische Erfolg meines ersten verspannungslosen Metallflugzeuges aus dem Jahr 1915, dessen Flugleistungen auch bis heute[1]), soweit mir bekannt, von keinem anderen Flugzeug erreicht, viel weniger übertroffen sind, indem mit 120 PS und etwa 1000 kg Gesamtgewicht nach Feststellung der Militärbehörde

---

[1]) Dieser Vortrag (mit Lichtbildern) wurde von Herrn Prof. Dr.-Ing. e. h. Hugo Junkers bereits auf der Jahresversammlung der WGL am 10. Dezember 1919 in Berlin gehalten. Das erst jetzt zur Verfügung gestellte Stenogramm wird noch veröffentlicht, da dieser Vortrag von wesentlichem historischem Interesse sein dürfte, wenn die Ausführungen auch nach dem heutigen Stande des Flugzeugbaues mancher Ergänzung bedürfen. Die Schriftleitung.

[1]) 1920.

vom 20. Januar 1916 im Steigflug eine Stundengeschwindigkeit von 170 km erreicht wurde.

Während im ersten Stadium der Entwicklung des Flugzeuges alle Teile, sowohl die Konstruktionselemente des Flugzeuges selbst als auch die mitgeführten Personen, Motoren, Behälter usw. dem freien Luftstrom ausgesetzt waren, hatte man damals bereits schüchtern begonnen, einzelne Teile mit einer besonderen Windhaube zu versehen, um dadurch den Widerstand zu verringern.

In dem Patent wird mehr verlangt, nämlich daß man nicht nur möglichst alle Teile mit einer Hülle in Stromlinienform umkleiden, sondern daß man diese Umhüllungen zu Hohlräumen ausbilden soll, welche bei möglichst geringem Widerstand zugleich ein Maximum an Auftrieb erzeugen.

Mit anderen Worten: Man soll sowohl die Konstruktionselemente des Flugzeuges, z. B. Holme, Stiele, Spannseile usw. als auch die mitzuführenden Motoren, Personen und Lasten, Behälter usw. möglichst in den Tragflügeln unterbringen.

In der Patentbeschreibung und -zeichnung ist das neue System nur soweit erklärt und angedeutet, wie es für die Zwecke der Patentierung notwendig war ohne konstruktive Durcharbeitung. Wie sich die Unterbringung aller einen schädlichen Widerstand erzeugenden Teile innerhalb einer Umhüllung von kleinem Widerstand gestalten kann, zeigt beispielsweise das Bild (Abb. 3) eines R-Eindeckers aus dem Jahre 1917.

Abb. 3. Entwurf für einen R-Eindecker aus dem Jahre 1917.

Diese Grundidee ist deshalb von entscheidender Bedeutung, weil sie zeigt, wie **höchste Wirtschaftlichkeit** des Flugzeuges als Transportmittel am besten erreicht wird. Zur Verdeutlichung diene die Abb. 4.

Die dem Flugzeug entsprechende Kurve ist eine Horizontale. Das bedeutet, daß der Widerstand, und also auch die Transport- oder Frachtarbeit je km, beim Flugzeug von der Geschwindigkeit unabhängig sind. Dies trifft natürlich nur für ein **Idealflugzeug** zu, welches keine »schädlichen Widerstände« aufweist, sondern nur aus Tragfläche besteht. Je größer die Geschwindigkeit wird, um so kleinere Flügel sind zum Tragen einer bestimmten Last ausreichend, so daß der Widerstand eines solchen Flugzeuges, für alle Geschwindigkeiten, denselben, nur vom Flugzeuggewicht abhängigen Wert behält.

In Wirklichkeit wird sich ein derartiges Idealflugzeug wohl nie ganz erreichen lassen, jedoch wird m. E. die Weiterentwicklung des Flugzeugbaues sich in dieser Richtung bewegen, so daß wir in absehbarer Zeit dem Ideal ziemlich nahekommen werden.

In diesem Sinne will die hier gewählte Darstellung aufgefaßt sein. Sie sehen, daß für sehr große Geschwindigkeiten allein das Flugzeug in Betracht kommt. Bei einem Vergleich des Flugzeuges mit jedem der übrigen Transportmittel findet man eine Geschwindigkeit, bei welcher seine Frachtarbeit ebenso groß wird, als die des anderen Transportmittels. Die Grenze des Gebietes, bis zu welchem das Flugzeug eine größere Transportarbeit zu leisten hat, liegt für das Schiff schon bei 100 km/h. Bei der Eisenbahn liegt sie wesentlich höher.

Es ist selbstverständlich, daß hiernach allein noch nicht die Wirtschaftlichkeit der Transportmittel beurteilt werden kann. Ich möchte nur daran erinnern, daß das Flugzeug nicht die Verwirklichung einer Bahn braucht.

Zur Erreichung des uns hier gesteckten Zieles ist die Beseitigung aller schädlichen, d. h. nicht zur Auftriebserzeugung beitragenden Widerstände zu verwirklichen.

Dies kann in mehr oder weniger idealer Weise geschehen, dadurch, daß man dem betreffenden Bauteil eine Umhüllung in Stromlinienform gibt oder ihn, was viel wirksamer ist, innerhalb des Flügels unterbringt.

Es sind aber auch Teile vorhanden, die dem Luftstrom ihrem Wesen nach nicht ganz entzogen werden dürfen, so z. B. der Kühler.

Bei ihm lag bisher das einseitige Bestreben vor, ihn möglichst leicht zu machen, aber **nur** dieses Bestreben. Man beachtete nicht, daß es nicht nur auf das leichte Gewicht ankommt sondern auch auf geringen Widerstand, und daß man sogar auf Kosten der Gewichtsvermehrung den Widerstand verringern darf. Bei einer Erhöhung der Windgeschwindigkeit steigt zwar die Leistung des Kühlers etwa mit der Quadratwurzel aus der Windgeschwindigkeit, aber der Widerstand wächst in viel stärkerem Maße an, nämlich etwa mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. So müßte die Kühleroberfläche bei Verringerung der Geschwindigkeit auf ein Viertel zwar doppelt so groß werden; der Widerstand dieses vergrößerten Kühlers wäre aber nur ein Achtel des ursprünglichen. Je nach den Aufgaben, die das Flugzeug zu erfüllen hat, können wir aber für 1 kg Widerstandsvermehrung etwa 7 bis 8 kg Gewichtsvermehrung in Kauf nehmen.

Wenn man hieraus die Nutzanwendung zieht, kommt man zu dem Schluß, daß es bei Übersteigung einer gewissen Geschwindigkeit des Flugzeuges ratsamer ist, sich mit einer Windgeschwindigkeit im Kühler zu begnügen, die kleiner als die Fluggeschwindigkeit ist, und lieber die Größe der Kühlfläche und damit das Gewicht des Kühlers zu erhöhen.

Sie sehen dies Prinzip hier verwirklicht, und zwar in der Weise, daß die Kühlerfläche nicht direkt dem Wind ausgesetzt ist, sondern nur ein verhältnismäßig kleiner Windkanal vorgeschaltet ist, der den Querschnitt der auf den Kühler treffenden Luft beschränkt und die Luftgeschwindigkeit durch Erweiterung eines Querschnittes

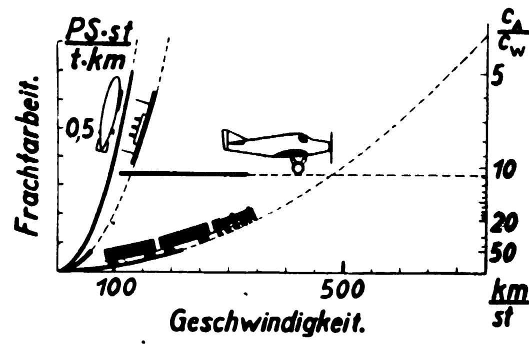


Abb. 4. Frachtarbeit verschiedener Fahrzeuge.

zu verkleinern gestattet, und zwar derart, daß der Widerstand des Kühlers verkleinert wird. Das ist möglich, wenn man die Umhüllung des Kühlers so gestaltet, daß die Luft mit möglichst wenig Widerstand vorbeifließt. Dies wird durch wirbelverhütende Umhüllung des Kühlers erreicht[1]). Die Umhüllung läßt sich auch so ausgestalten, daß sie zur Auftriebsvermehrung beiträgt (Abb. 5).

Aus den vorstehenden Betrachtungen ergibt sich die grundlegende Richtigkeit des im Patent enthaltenen Leitgedankens, alle Teile möglichst in Tragflügeln unterzubringen, und es tritt die Frage auf, wie läßt sich dies Prinzip in praktisch brauchbarer Weise verwirklichen, d. h. so, daß den übrigen Anforderungen be-

[1]) D.R.P. Nr. 299799.

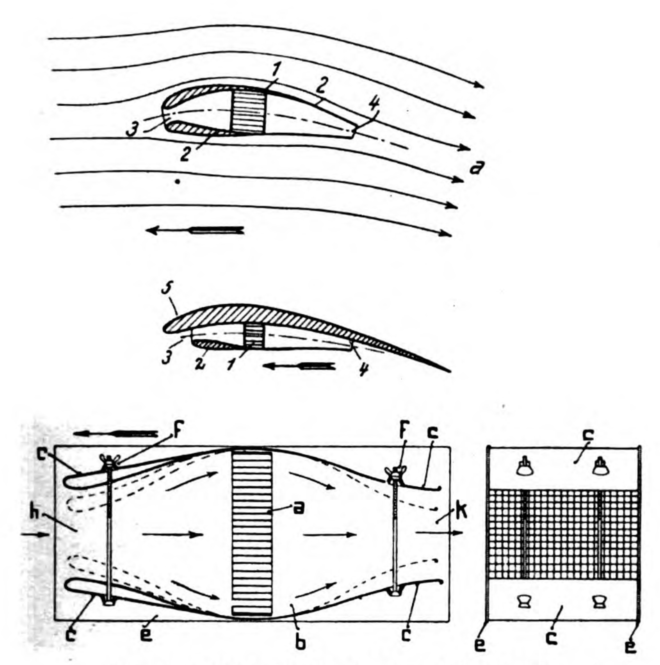


Abb. 5. Kühler mit vermindertem Widerstand.

züglich Festigkeit, Gewicht, Sicherheit, Zuverlässigkeit, Kosten. Dauerhaftigkeit, Massenfabrikation usw. in genügendem Maße Rechnung getragen wird.

Ich bitte Sie als besonders in die Augen fallend links oben das kleine Stäbchen und darunter die Riesenballons zu vergleichen. Beide bieten dem Luftstrom den gleichen Widerstand, wie die kleine runde Scheibe oben in der Mitte[1]).

Ich habe immer und immer wieder diese Tatsachen mir vergegenwärtigt und daraus die Hoffnung geschöpft, daß der dicke Flügel doch vielleicht zu verwirklichen sei, ohne daß ein unzulässig hoher Widerstand sich herausstellte, der die Vorteile des Wegfalls der Verspannung wieder aufhebt.

Die Aufgabe, die zu lösen war, zerfiel im wesentlichen in zwei Teile: einen Teil, der auf aerodynamischem Gebiet lag, und einen Teil, der auf konstruktiv-fabrikatorischem Gebiet lag.

Es mußte untersucht werden, ob Flügel zu schaffen sind, die bei dickem Querschnitt genügend kleinen Widerstand haben, und ferner ob solche Flügel sich verwirklichen lassen in irgendeiner Weise mit irgendeinem Material derart, daß jene aerodynamischen Vorteile zu erzielen sind ohne unzulässig hohes Gewicht oder sonstige, eine praktische Verwendung ausschließende Nachteile. Dazu mußte vor allen Dingen untersucht werden, wie die aerodynamischen Verhältnisse sich gestalten.

Das Richtigste ist in solchen Fällen: man setzt sich selbst an die Arbeit.

In diesem Sinne richtete ich eine Windkanalanlage zu Untersuchungen über Auftrieb, Widerstand, Druckpunktswanderung usw. ein.

[1]) Die von verschiedenen Forschern festgestellten Widerstandszahlen weichen voneinander ab. Die dem Bild zugrunde liegenden Dimensionen stellen einen Kompromiß zwischen verschiedenen Angaben dar.

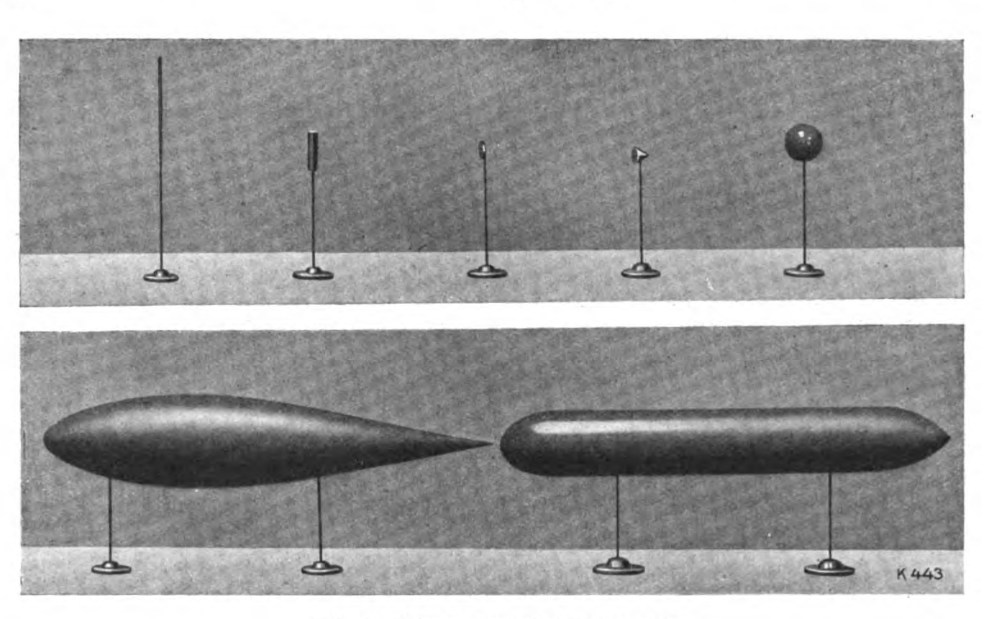


Abb. 6. Körper gleichen Widerstandes.

Meine Herren! Wenn man die widerstandbringenden Teile des Tragwerkes im Flügel unterbringen will, muß man den Flügel dick machen. Es war ein gewagtes Unternehmen, diesen Gedanken aufrechtzuerhalten, wenn man die Formen betrachtete, die in der Praxis üblich waren.

Bei allen bis dahin gebauten Flugzeugen zeigte sich das Bestreben, einen möglichst dünnen Querschnitt anzuwenden, und das entsprach auch meiner natürlichen Anschauung. Auch ich hatte die Idee, daß man mit einem dünnen Flügel die besten Wirkungen bezüglich Auftrieb und Widerstand erziele, und ich hätte wohl kaum den Mut gehabt, an solche dicken Flügel mit einiger Aussicht auf Erfolg heranzugehen, wenn nicht schon damals hochinteressante Ergebnisse von Göttinger und Eiffelschen Versuchen vorgelegen hätten, die zeigten, daß der Widerstand des Körpers in der Luft durchaus nicht in erster Linie von dem Querschnitt senkrecht zur Luftströmung abhängt.

Zur Veranschaulichung dieser Ergebnisse habe ich einige der untersuchten Körper in Holz ausführen lassen, und zwar in der Weise, daß der zur Luftströmung senkrechte Querschnitt um so kleiner gemacht wurde, je größer der spezifische Widerstand des Körpers sich nach obigen Messungen ergeben hatte. So entstanden die Körper gleichen Widerstandes, die in Abb. 6 dargestellt sind,

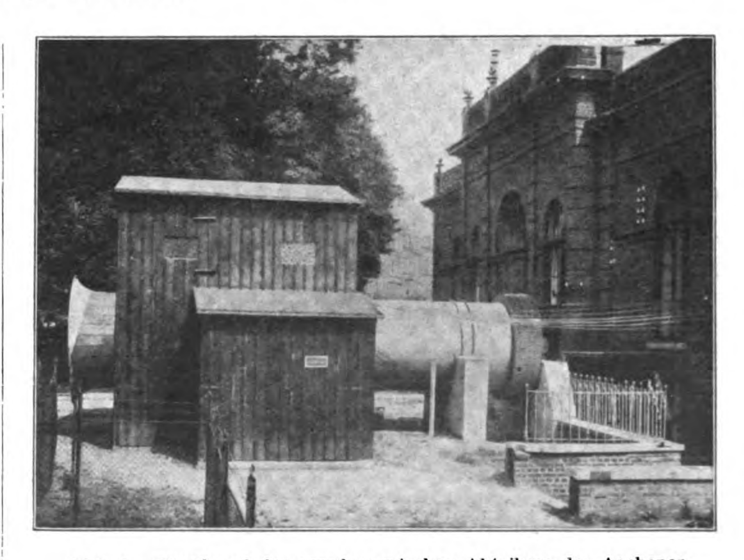


Abb. 7. Windkanal der aerodynamischen Abteilung der Aachener Forschungsanstalt.

Abb. 7 zeigt die in Aachen im Jahre 1914 hergestellte Anlage. Damals war man sich über die Entstehung und den Einfluß von Luftwirbeln auf die Meßergebnisse noch nicht so klar wie heute. Ich wollte sie so viel wie möglich ganz vermeiden, dadurch, daß ich die Luft aus der Atmosphäre direkt in den Kanal eintreten ließ. Man mußte dann windstille Tage aussuchen und konnte durch Vergleiche der Wirkungen an windstillen und unruhigen Tagen feststellen, wie groß der Einfluß des Windes war.

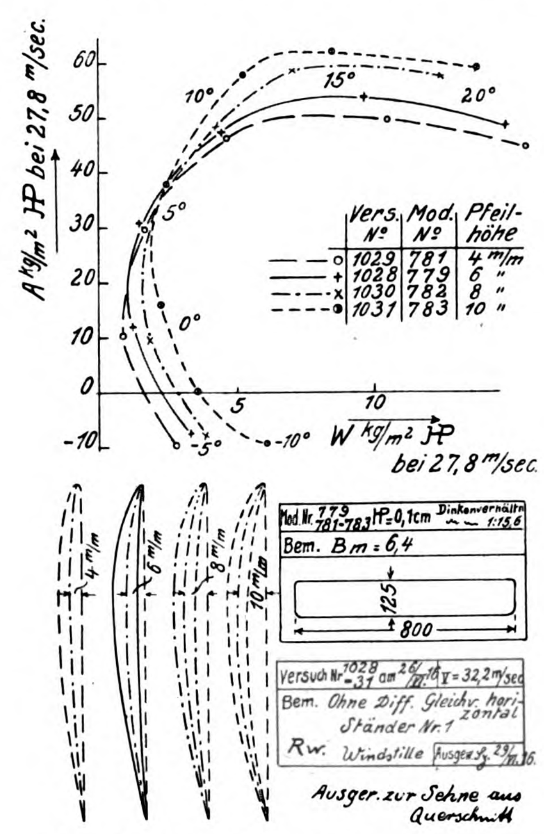


Abb. 9. Einfluß der Wölbung der Profil-Mittellinie.

Bei einem zweiten Kanal, der später in Dessau gebaut wurde, und heute auch andauernd noch im Betrieb ist, wurde der übliche Umlauf angewendet.

Es wurde nun an die Untersuchung von Modellen gegangen. Dabei habe ich vorzugsweise einen Grundsatz angewendet, an dem ich im allgemeinen bei meinen Arbeiten festhalte: Ich stelle mich möglichst auf eine freie Basis und gehe nicht davon aus, was existiert und sich bewährt hat, um nicht von vornherein in ein eingefahrenes Geleise zu geraten.

Der Erfolg zeigte, wie in vielen anderen Fällen, die Fruchtbarkeit des Grundsatzes. Ich ging also nicht von den üblichen Tragflächen aus, sondern von einer Kugel. Diese wurde in einer Reihe immer flacherer Ellipsoide gezogen derart, daß der Flächeninhalt des Querschnitts immer konstant blieb, denn es kam darauf an, den Einfluß der Querschnittsform festzustellen. Die systematisch angestellten Versuche zeigten sehr bald, daß der Querschnitt gar keinen so großen Einfluß hat, daß dicke Querschnitte nicht allein zulässig, sondern in gewissen Grenzen sogar besser als dünne Querschnitte sind (d. h. ohne Berücksichtigung des durch Fortfall der Verspannungen entstehenden Vorteiles).

An einer großen Zahl von Körpern wurden systematische Untersuchungen ausgeführt, welche die nachstehenden, grundlegenden Probleme klären sollten.

Ich kannte damals noch nicht den Einfluß des Breitenverhältnisses auf den Widerstand in seiner ganzen Tragweite. Derselbe ist wohl auch erst später durch Prandl und seine Mitarbeiter in einwandfreier Weise seiner Größe nach festgestellt und theoretisch begründet worden. So suchte ich, weil es ja sehr erwünscht war, eine geringe Spannweite zu bekommen, rein experimentell, durch systematische Veränderung namentlich des Flügelumrisses, zu einem Flügel zu kommen, der eine geringe Spannweite mit gutem Auftrieb und Widerstand verbindet.

Alle diese Versuche waren vergeblich. Ich kam immer wieder darauf, daß bei einem Flügel mit geringer Spannweite brauchbare Verhältnisse von Auftrieb zu Widerstand sich nicht verwirklichen lassen. Als Ergebnis dieser Untersuchungen kann angegeben werden, daß für Flügel, die das gleiche Profil und Breitenverhältnis haben, die Gestaltung des Umrisses keine für Auftrieb und Widerstand wesentliche Bedeutung hat (Abb. 8).

Ich suchte weiter (Abb. 9) an Profilen gleicher Dicke den Einfluß der Wölbung der Profilmittellinie festzustellen. Unter Mittellinie verstehe ich eine gleich weit von der oberen und unteren Begrenzungskurve des Profiles entfernte Linie.

Es zeigte sich, daß dem Maß der Wölbung dieser Linie eine außerordentliche Bedeutung für die Größe des Auftriebes zukommt. Es ist ein wichtiges Ergebnis meiner Untersuchungen, daß nicht so sehr die Ausbildung der Saugseite und Druckseite für sich in Betracht kommt als vielmehr die der Mittellinie.

Das Ergebnis wird auch durch meine Untersuchungen des Einflusses der Profildicke bestätigt (in Abb. 10).

Hier sind die C_a- und C_w-Werte einer Reihe von Tragflächenprofilen dargestellt, welche die gleiche Wölbung der Mittellinie, jedoch verschiedene Dicke haben.

Im großen und ganzen haben die dargestellten Polarkurven einen ähnlichen Verlauf. Die Unterschiede bestehen hauptsächlich in den verschieden großen Widerständen, und zwar liegen die günstigsten Verhältnisse nicht bei den dünnsten Profilen, sondern bei mittleren Verhältnissen von Dicke zu Tiefe etwa bei 1:5 bis 1:10. Da innerhalb dieses Gebietes bei gleichbleibender Wölbung der Mittellinie eine gewisse Änderung der Dicke zulässig erscheint, wird es nicht mehr überraschen, wenn auch Profile mit konvexer Unterseite auf Grund meiner Untersuchungen sich als durchaus günstig erwiesen haben.

Hier (Abb. 11 u. 12) sehen Sie das Diagramm der Luftkräfte von Flächen verschiedener Dicke.

Sie sehen aus dieser Darstellung, daß der dicke Flügel auch in bezug auf die Wanderung des Druckmittelpunktes eher günstiger ist als der dünne.

In Abb. 13 finden Sie noch einige Diagramme für die verschiedenen Dickenverhältnisse zusammengestellt. Sie sehen hier das Widerstandsdiagramm für das Dickenverhältnis 1:5 durch die ausgezogene Linie dargestellt.

Im linken, oberen Quadranten sind die Linien des induzierten Widerstandes, welcher vom Verhältnis der Spannweite zur mittleren Tiefe abhängig ist, eingetragen. Der Gesamtwiderstand $C_{wi} + C_{wo}$ ergibt sich als Summe der Abszissen zusammengehöriger Kurvenpunkte.

Das Diagramm rechts unten zeigt das Verhalten des Quotienten C_a/C_w für verschiedene Dickenverhältnisse (für ein Breitenverhältnis von 5), der seinen Höchstwert hiernach bei etwas weniger als 1:5, etwa bei 1:7, erreicht.

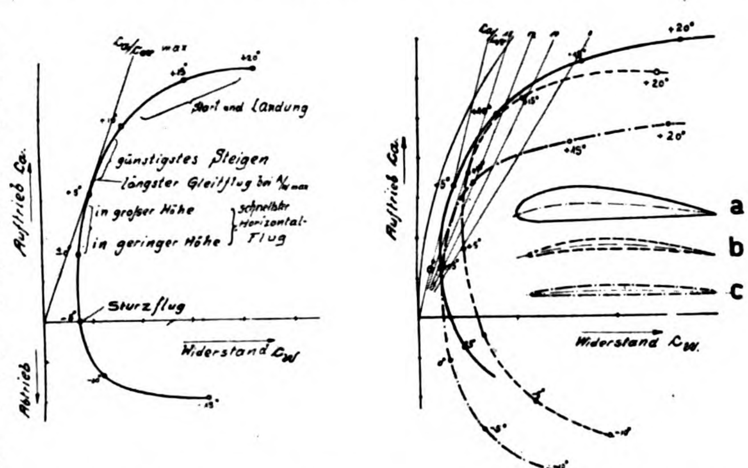
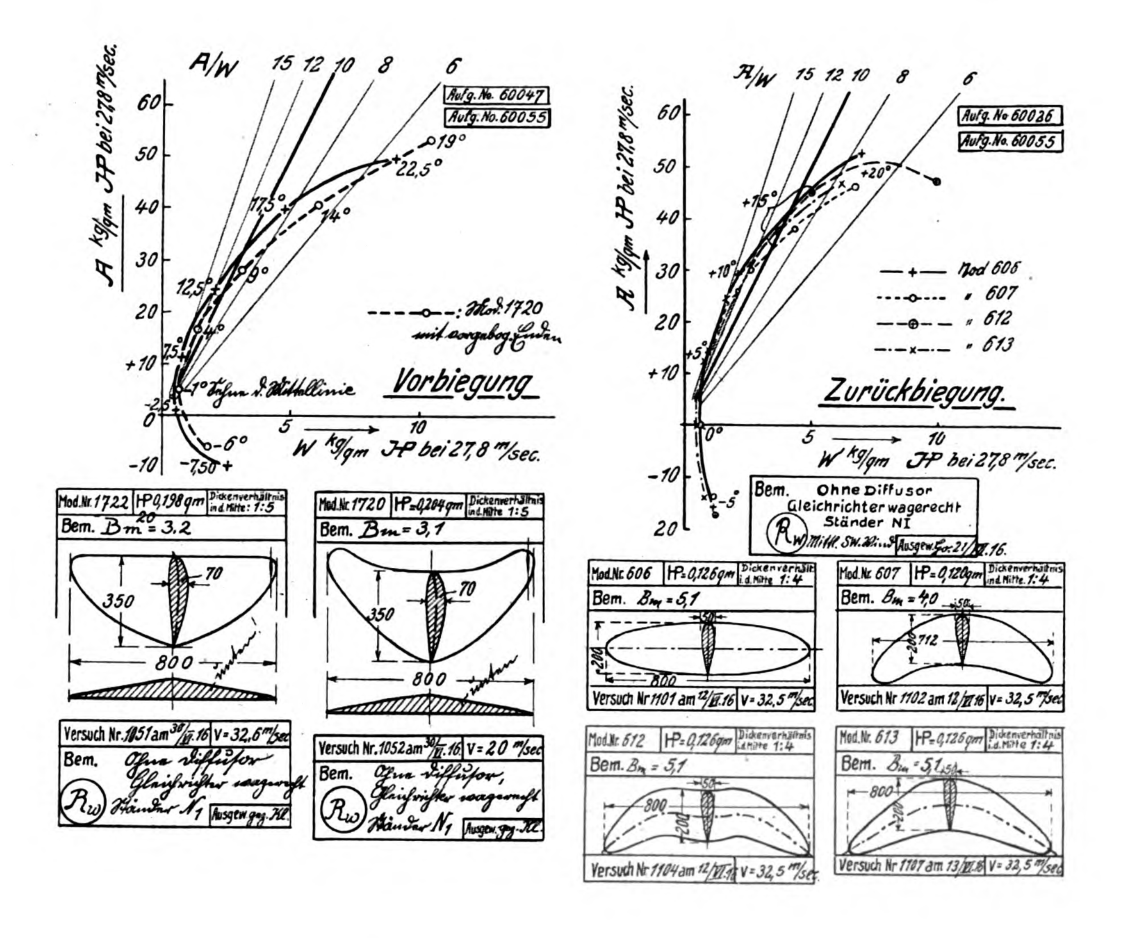


Abb. 14. Vergleich der Polarkurven eines dicken mit denen eines stark und schwach gewölbten dünnen Profils.

Eine gute Illustration des Verhaltens bezüglich Wölbung und Dicke verschiedener Flügelprofile, wie es sich aus meinen Untersuchungen ergab, stellt die Abb. 14 dar.

Sie sehen einen dicken Flügel verglichen mit zwei dünnen, von denen der eine eine stärkere Krümmung hat als der andere. Dem stärker gekrümmten Flügel entspricht die Kurve *b*, welche in den oberen Regionen sich günstig verhält, d. h. welche sich sehr gut verwenden läßt für Flugzeuge, die vor allen Dingen gut steigen sollen, während das Flugzeug schlecht zu gebrauchen ist für eine große horizontale Geschwindigkeit.



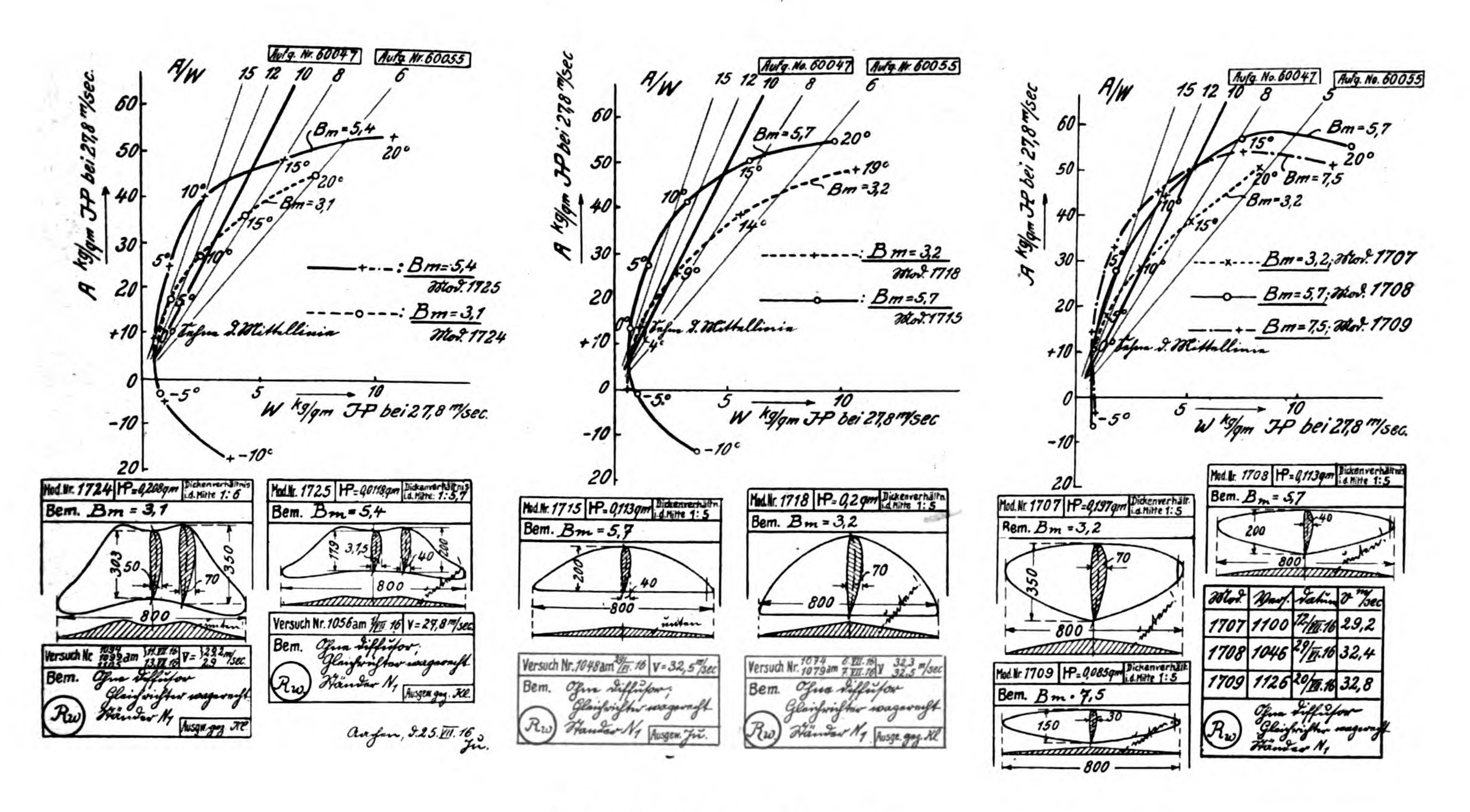


Abb. 8. Einfluß der Flügel-Umrißform.

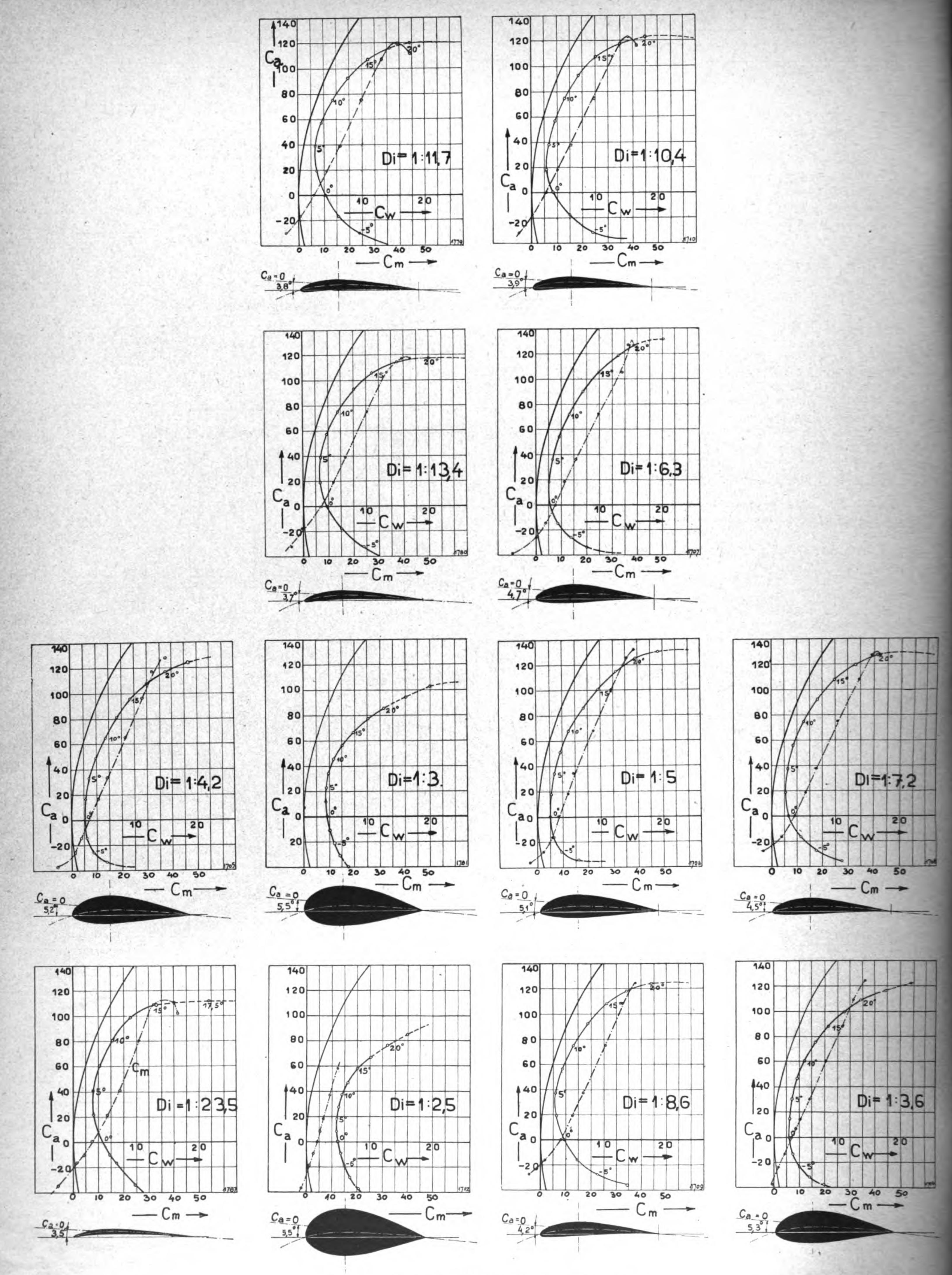
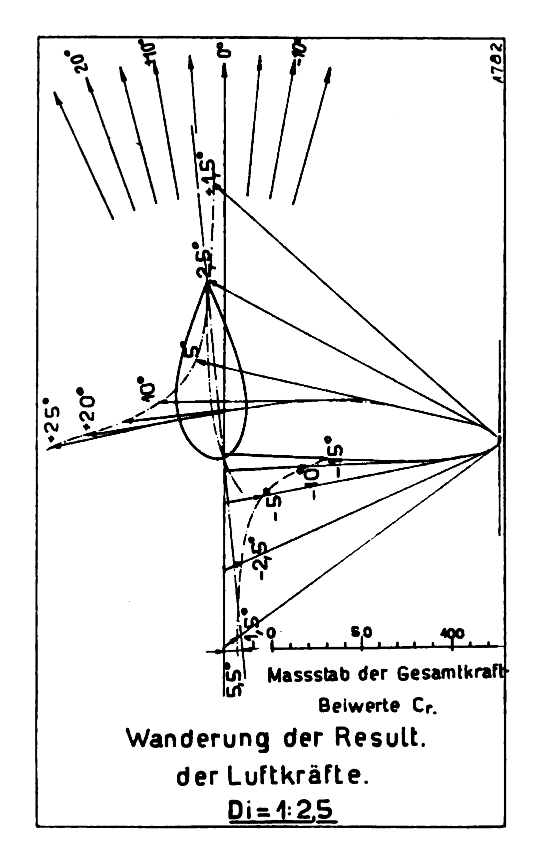
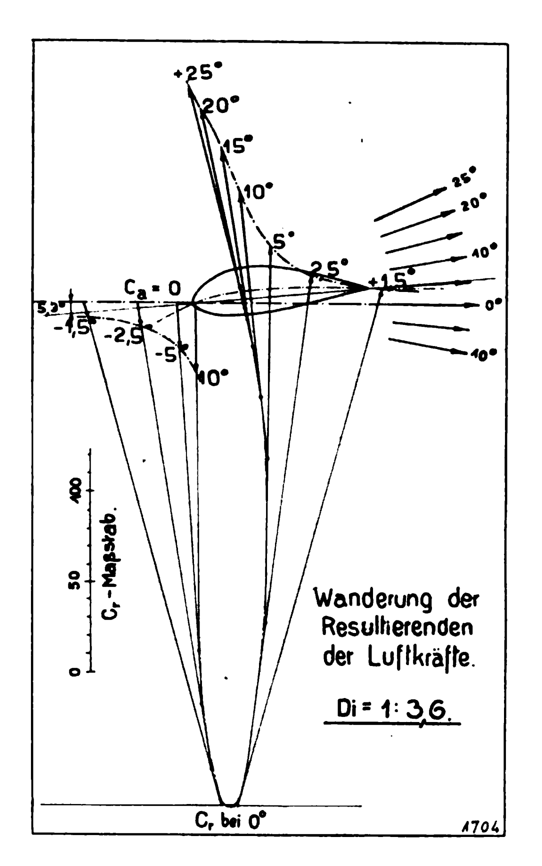
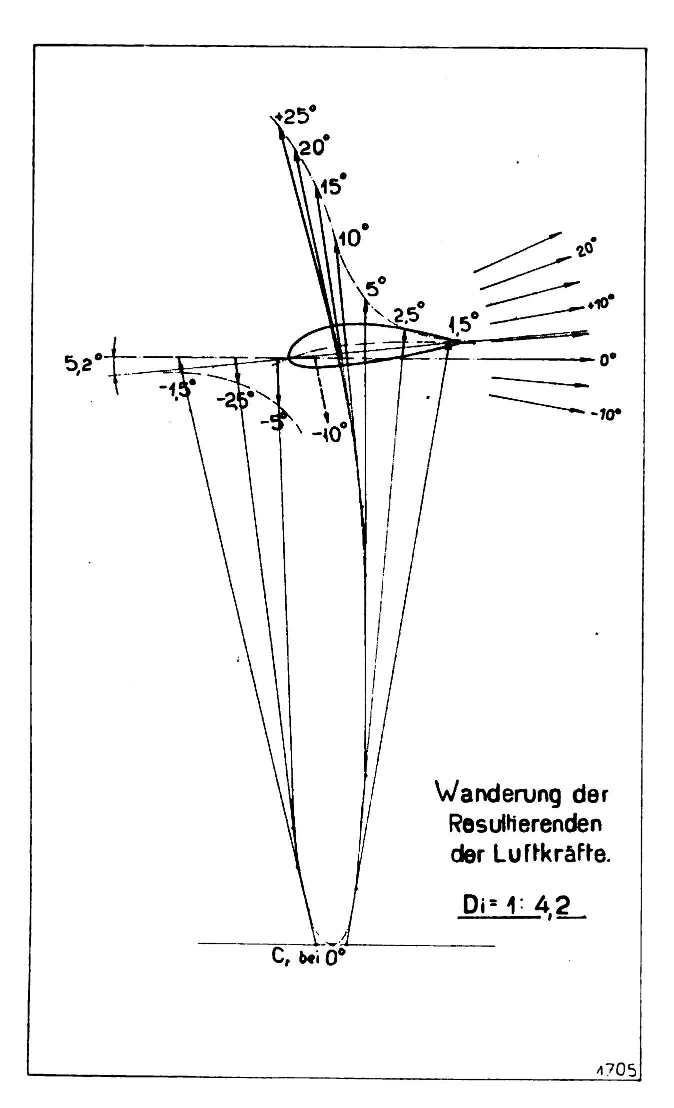


Abb. 10. Einfluß der Profildicke auf die Ca- und Cw-Werte.







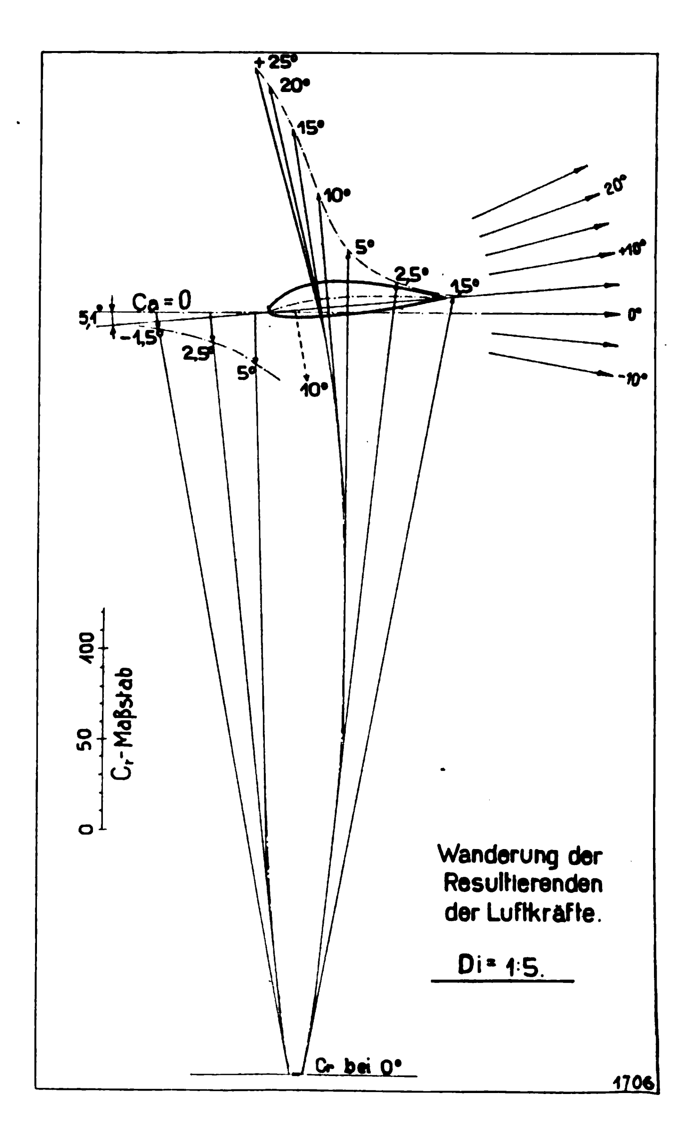


Abb. 11. Luftkraftdiagramme für Profile von verschiedener Dicke.

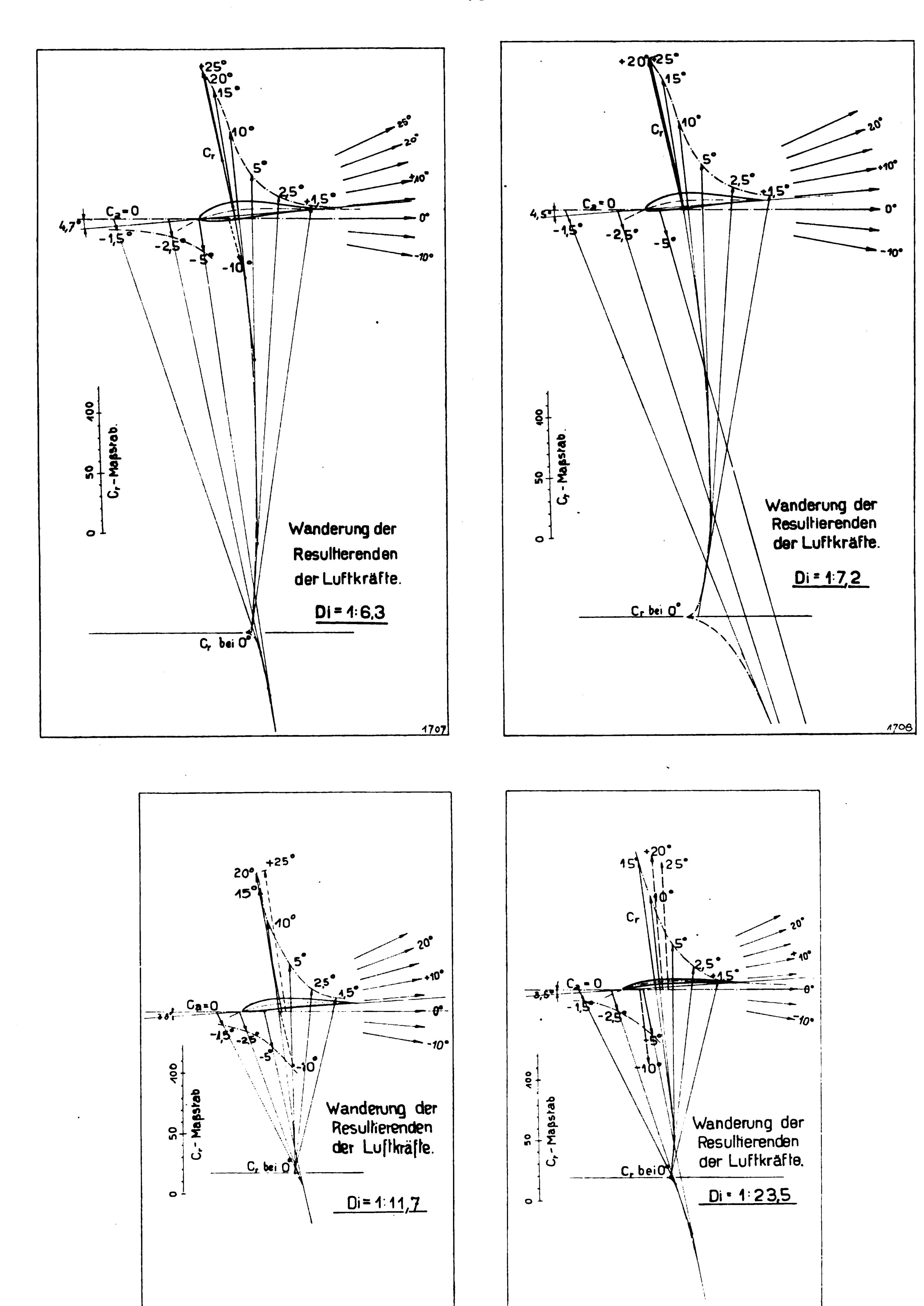
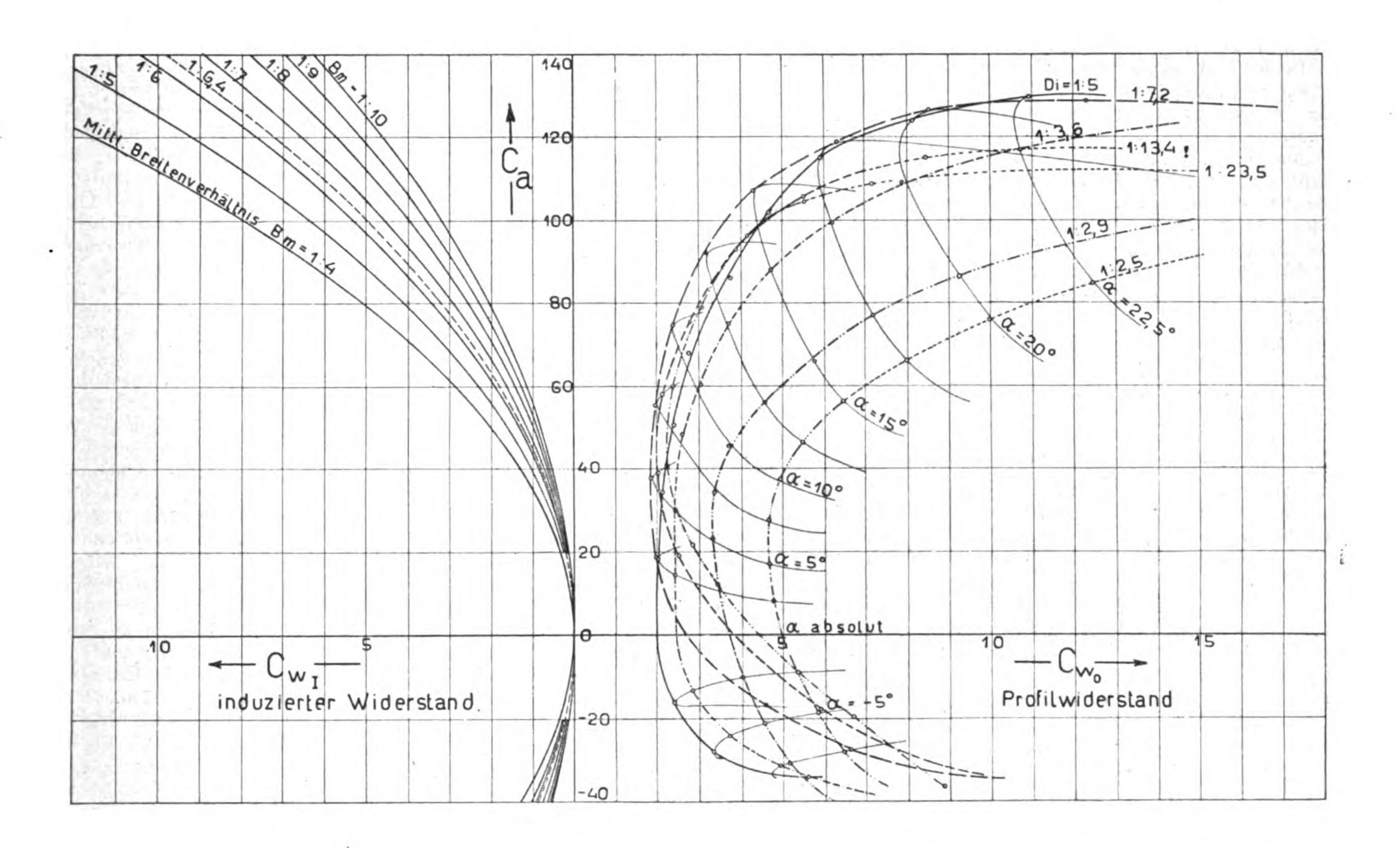


Abb. 12. Luftkraftdiagramme für Profile von verschiedener Dicke.



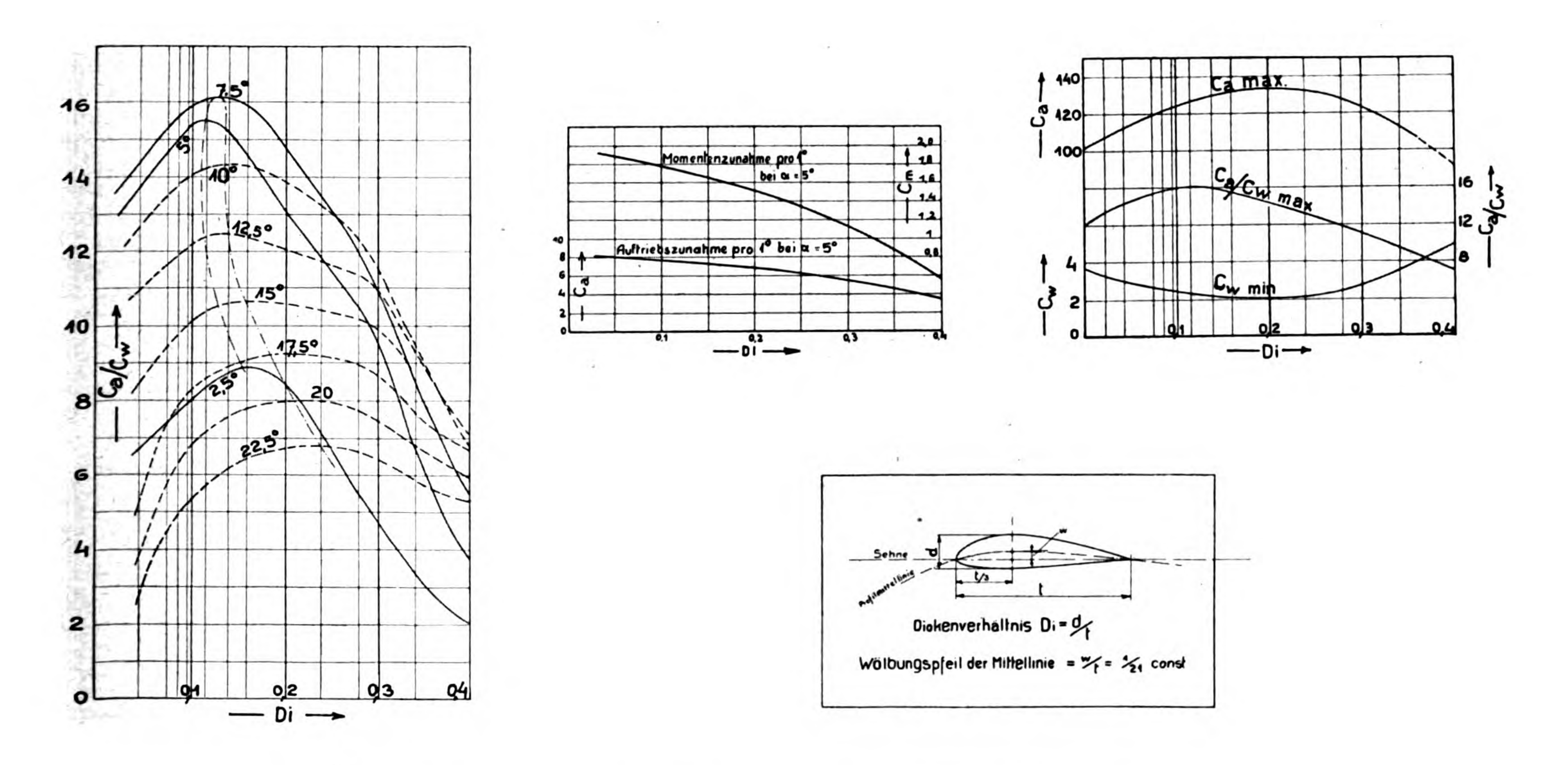


Abb. 13. Zusammenstellung der Meßergebnisse für Profile von verschiedener Dicke.

Das umgekehrte ist der Fall beim schwachgewölbten dünnen Flügel *c*. Hier ist eine große horizontale Geschwindigkeit leicht zu erzielen, während das Steigen ungünstig ist.

Beim dicken Flügel *a* endlich hat man sowohl gute Steigleistungen wie gute Leistungen beim horizontalen Flug.

In der Zeit, in der diese Untersuchungen angestellt wurden, galt der Eindecker noch als ein durchaus brauchbarer Typ, später wurde er, wie Sie wissen, fast vollständig vom Doppeldecker verdrängt.

Auch ich habe mich intensiv mit der Frage der Flächenordnung befaßt und kam auf Grund meiner umfangreichen Mehrdeckerversuche zu dem Schluß, daß die gegenseitige Beeinflussung der beiden Flügel des Mehrdeckers aerodynamisch stets eine ungünstige ist, wie auch immer die Flügel angeordnet sein mögen.

Ich darf das Resultat meiner wichtigsten damaligen Untersuchungen im Windkanal noch einmal kurz wie folgt zusammenfassen:

1. Das Breitenverhältnis soll möglichst groß sein,
2. die Wölbung der Mittellinie ist maßgebend für die aerodynamischen Eigenschaften des Profils,
3. das dicke Profil auch mit der sonst vermiedenen konvexen Unterseite ergibt durchaus günstige Resultate,
4. der Mehrdecker ist dem Eindecker unterlegen.

Nachdem ich die Erkenntnis gewonnen hatte, daß der verspannungslose Flügel mit einem verhältnismäßig dicken Profil in aerodynamischer Beziehung außergewöhnlich günstige Ergebnisse liefern würde, trat die Aufgabe an mich heran, ihn baulich zu verwirklichen.

Es ist das Eigentümliche des Flugzeugs, daß die Hauptlasten in seiner Mitte konzentriert sind, während sich die Luftkräfte auf die große Fläche des Flügels gleichmäßig verteilen. Es entsteht so ein großes Biegungsmoment am Flügel, welches mit dem Quadrat der Spannweite wächst und durch Druck- und Zugkräfte aufgenommen werden muß. Wird die Höhe des Trägers gering, so müssen die zur Aufnahme dieser Druck- und Zugkräfte verwendeten Organe, die Holme, schwer werden.

Ich glaube, daß neben dem Streben, die Spannweite zu verringern, der Hauptgrund für die bevorzugte Verwendung des aerodynamisch ungünstigeren Doppeldeckers in der konstruktiven Möglichkeit lag, die Höhe des Trägers groß zu wählen.

Nehmen wir irgendeinen Träger an, z. B. einen solchen, der im Längsschnitt dreieckig geformt ist, so wachsen die nötigen Materialquerschnitte an den Holmen proportional der Länge des Flügels. Ähnliche Flügel werden um so schwerer, je größer die Spannweite wird.

Die bekanntesten Vorbilder solcher Träger bietet uns der hochentwickelte Brückenbau, jedoch besteht ein grundlegender Unterschied zwischen beiden Anwendungsformen, der eine einfache Übertragung der im Brückenbau gewonnenen Erfahrungen und Regeln ausschließt.

Dem Brückenbauer wird die Nutzlast pro m Länge meist vorgeschrieben. Es ist jedoch gleichgültig, sofern nicht die Kostenfrage u. a. eine Rolle spielt, wie schwer das Konstruktionsgewicht wird. Bei sehr großen Brücken überwiegt das Brückengewicht die Nutzlast weit.

Das geht beim Flugzeug nicht!

Über eine gewisse Flächenbelastung hinaus können wir nicht gehen, und das Flügelgewicht darf, wenn noch Nutzlast zurückbleiben soll, nur einen gewissen Prozentsatz der Gesamtlast betragen.

So kommt man sehr schnell mit wachsender Spannweite an eine wirtschaftliche und dann an eine überhaupt mögliche Grenze der Ausführung, welche soweit wie möglich hinauszuschieben ist, und dabei spielt zunächst die Frage der Materialwahl eine Hauptrolle. Ich glaube, daß sich in dieser Beziehung eine ähnliche Entwicklung wie im Brückenbau und im Schiffbau vollziehen wird, wo in beiden Fällen im Anfangszustand, solange es sich um Einzelherstellungen, primitive und kleine Erzeugnisse handelte, das Holz allein zur Anwendung kam.

Mit dem Wachsen der Abmessungen ging man dann in beiden Fällen zum Metallbau über, und ich halte es durchaus nicht für ausgeschlossen, daß die Entwicklung, vielleicht sogar im Brückenbau, uns Flugzeugbauern auch in der Verwendung des Leichtmetalles folgen wird.

Bei dem bisher meist üblichen Holz finden wir mehrere Vorzüge, so den des leichten Bearbeitens, des geringen spezifischen Gewichtes und geringen Elastizitätsmoduls, wie obige Zahlentafel zeigt, u. a. m. Daneben aber auch schwere Nachteile, hauptsächlich folgende: von der Natur sind uns die zu verwendenden Formen, Längen und Querschnitte vorgeschrieben. Wir können nicht jede der Theorie entsprechende günstige Form zur Ausführung bringen, wenn uns die Natur nicht vorgearbeitet hat, wie z. B. im Bambusrohr. Wetter, Feuchtigkeit, Temperatur, Sonnenbestrahlung, Fäulnis, in den Tropen auch Insekten usw. beschränken außerdem die guten Eigenschaften und die Anwendungsfähigkeit des Holzes sehr.

Die Erkenntnis dieser Mängel und die langjährige Erfahrung in der Metallverarbeitung, die ich meiner Dessauer Fabrik für Wärmeübertragungsapparate verdanke, ließen mich an die Möglichkeit des Metallbaues auch im Flugwesen glauben, wenn auch seiner Verwendung hier große, scheinbar unüberwindliche Schwierigkeiten entgegenstanden. Sein spezifisches Gewicht ist groß, allerdings werden die infolge der großen Festigkeit verlangten Querschnitte klein, so daß theoretisch die Leistung auf die Gewichtseinheit doch an die Leistung des Holzes herankommt bzw. sie übertrifft. Wenn die betreffenden konstruktiven Schwierigkeiten, wie wir später noch sehen werden, überwunden sind, so treten dann die Vorteile des Metalles in volle Wirkung.

Wir können ein stets gleichmäßiges durch einfache Probeprüfung kontrollierbares Material erhalten. Die Verbindungs- und Formgebungsmöglichkeiten sind mannigfaltiger Art. Während die Verbindungsarten des Holzes, das Leimen, Dübeln, Bolzen und Umwickeln mit Leinwand ziemlich viel Materialaufwand bei geringer Sicherheit erfordert, können wir bei Metall in Blechform schweißen, nieten und falzen.

Meine Herren! Das Blech ist etwas, was der Maschinenbauer gewöhnlich mit einer gewissen Nichtachtung ansieht. Er spricht

			Holz		Leichtmetall			Eisenlegierungen		
			Esche	Nadelholz	Elektron	Alumin	Duralum	Eisen	SM-Eisen	Stahlkabel
Raumgewicht	γ	$\frac{kg}{dm^3}$	0,8	0,45—0,65	1,8	2,7	2,8	7,85	7,85	7,85
Elastizitätsmodul	ε	$\frac{kg}{cm^2}$	80000 —100000	100000 —130000	440000	700000	700000	2000000	2000000	800000—1300000
Zugfestigkeit	K_Z	$\frac{kg}{cm^2}$	1000	800	2700	1000	4000	3500	5000	18000
Druckfestigkeit	K_D	$\frac{kg}{cm^2}$	600	500	—	—	2700	3500	5000	—
Elastische Bruchdehnung	$\frac{K_Z}{\varepsilon}$	vT	12,5—10,0	8,0—6,1	6,1	1,4	5,7	1,8	2,5	13,8—22,5
Reißlänge	$\frac{K_Z}{\gamma}$	km	12,5	17,8—12,3	15,0	3,7	14,3	4,5	6,4	23
Wärmeausdehnung	β	$\frac{10^{-8}}{1^0}$	950	370—540	2700	2330	2330	1180	1240	1240
für $\Delta t = 50^0$: Wärmespannung	$\beta \cdot \varepsilon$	$\frac{kg}{cm^2 50^0}$	38—48	19—35	595	820	820	1180	1240	500—800
für $\Delta t = 50^0$: Wärmespannungsgrad	$\frac{\beta \cdot \varepsilon}{K_Z}$	$\frac{vH}{50^0}$	3,8—4,8	2,4—4,4	22	82	20	34	25	2,8—4,4

verächtlich von Blecharbeit, wenn er eine mangelhafte, oberflächliche Arbeit bezeichnen will, m. E. mit sehr großem Unrecht. Ich glaube, daß alle, die sich mit dem Blech etwas näher befassen, auch zu der Überzeugung kommen, daß die Konstruktion im Blech auf einer höheren Stufe steht als die üblichen Konstruktionen im Maschinenbau aus gegossenen oder geschmiedeten Teilen.

Im Maschinenbau sind wir daran gewöhnt, es ist uns vollständig in Fleisch und Blut übergegangen, zwei Elemente so miteinander zu verbinden, daß wir jedem von ihnen eine mathematische genaue Paßfläche geben, sei es eine Ebene oder ein Zylinder, ein Konus od. dgl., und dann die beiden Elemente mit Hilfe dieser kongruenten Paßflächen aneinanderbringen.

Das braucht das Blech nicht. Beim Blech läßt sich ein Element direkt an das andere anpassen, ich brauche es nicht erst zu bearbeiten. Das ist etwas viel vollkommeneres!

Außerdem möchte ich darauf aufmerksam machen, daß z. B. das uns geläufige Schrauben ein sehr unvollkommenes Mittel für die Verbindung zweier Elemente ist.

Diese Methoden bedingen, wenn wir Kräfte überleiten wollen, häufige Wechsel nach Größe und Richtung und zu ihrer Aufnahme genau hergestellte Paßflächen, kurz einen Riesenumweg, der zweifellos sehr große Nachteile hat und außerdem verlangt, daß diese Flächen schwer und massiv ausgeführt und bearbeitet werden müssen. Im Vergleich damit ist die Kräfteübertragung beim Blech, beim Schweißen, Falzen und Umbördeln eine ungleich direktere.

Meiner Ansicht nach wird, wenn wir erst im Maschinenbau die Blecharbeit weiter entwickelt haben, die Zukunft ihr gehören. Wir werden dann schon die Rohmaterialien gleich möglichst fertig bearbeitet verwenden können und brauchen nicht jeden einzelnen Teil, sei er gegossen oder geschmiedet, auf der ganzen Oberfläche vorher zu bearbeiten.

Die verfügbaren Formen, die beim Holz durch den Stamm mit seinen Ästen in Länge und Querschnitt gegeben sind, können beim Metall nach Belieben gestaltet werden. Wir haben Bleche, bis herunter zu 0,1 mm Dicke, Blechbänder von 100 m Länge, Rohre, Profile, gepreßte, geschmiedete, gewalzte, gezogene Teile in beliebigen Dimensionen, die wir hobeln, fräsen, bohren, lochen, feilen, die wir umkanten, umbördeln, treiben können. Kurz wir haben eine wunderbare Variationsmöglichkeit der Konstruktion, die bei Holz nicht vorhanden ist.

Auch auf dem Gebiet der Fabrikation und des Flugbetriebes lassen sich schwerwiegende Vorteile zugunsten des Metalles geltend machen; der Aufbau vollzieht sich mit größerer Genauigkeit und Sicherheit, die Dauerhaftigkeit des Flugzeuges wächst. Die Zahl der Aufbesserungen wird kleiner, weil die Erzeugnisse weniger empfindlich sind. Es gibt kein Verziehen, kein Verspannen, keinen Brand, kein Splittern des Materials bei Bruch mehr. Auch die Überwachung gegen Unsicherheit infolge von Verwitterungserscheinungen gestaltet sich einfacher.

Aber auch ohne die eben geschilderten Vorzüge des Metalls wäre m. E. seine Verwendung im Flugzeugbau sehr bald notwendig geworden.

Sehen wir den Aufbau eines Flug euges vom Standpunkt des Statikers, so finden wir ähnlich wie beim Brückenbau Stäbe eines Fachwerks, die so auszubilden sind, daß sie den auftretenden äußeren Kräften, sei es Zug oder Druck, sei es Biegung oder auch lokale Beanspruchungen, gewachsen sein müssen.

Im Brückenbau handelt es sich nun meist darum, sehr große Kräfte auf kurze Längen zu übertragen, während im grundsätzlichen Gegensatz dazu im Flugzeugbau nur verhältnismäßig kleine Kräfte auf große Längen aber mit geringstem Materialaufwand übertragen werden müssen.

Es kommt das am besten bei der Betrachtung der Knickverhältnisse zum Ausdruck.

Nehmen wir z. B. einmal an, wir haben eine Knicklast von 1000 kg, die wir in einem Stabe von 1 m Länge aufnehmen wollen.

Wir können ihn aus Holz, Eisen und Duralumin ausführen. Die Gewichte dabei wären:

0,63 kg (Holz),
1,91 kg (Eisen),
1,13 kg (Dural).

Das ergibt noch keine augenscheinliche Überlegenheit des Metalls, zu der kommen wir erst, wenn wir rationellerweise den massiven Stab zur Vergrößerung des Trägheitsmomentes, wie es die Knickformel nach Euler verlangt, durch einen Rohrquerschnitt ersetzen.

Tragen wir die zulässigen Knickbeanspruchungen abhängig von dem Verhältnis Knicklänge zu Trägheitsradius nach der Eulerschen Knickformel auf, so verlaufen diese nach einer Hyperbel. Bei kurzen Stablängen können die hohen Werte der Hyperbel jedoch nicht mehr erreicht werden.

Nach Versuchen von Tetmajer wird die dem Material eigentümliche Druckbeanspruchung je nach der Stablänge l verschieden ausgenutzt. Während mit $l = 0$ nahezu die volle Druckbeanspruchung erreicht wird, sinkt sie bei Vergrößerung der Drucklänge l nach einer Geraden, die ungefähr die Hyperbel berührt.

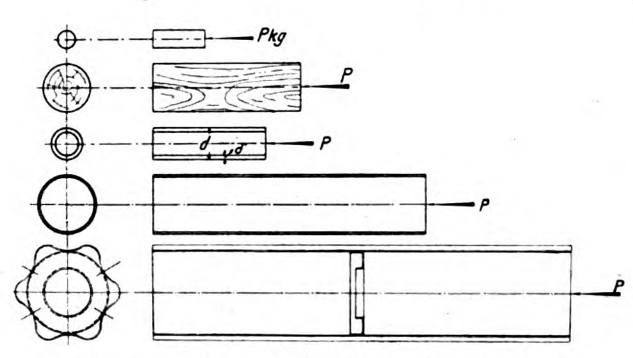


Abb. 15. Stäbe und Rohre gleicher Knickfestigkeit.

Wenn wir nun den Durchmesser des Rohres immer weiter vergrößert haben, können wir die Wandstärke immer mehr verkleinern und unsere Druckbeanspruchung immer mehr dem Grenzwert nähern, jedoch nur bis zu einem gewissen Grade. Überschreitet nämlich der Wert: Wandstärke zu Radius eine gewisse, gesetzmäßige Grenze, so treten je nach der Form des Stabes früher oder später örtliche Knickerscheinungen auf, die sich bis zu einem gewissen Grade vermeiden lassen, wenn wir den Krümmungsradius des Metallbleches durch Wellen genügend klein machen (vgl. Abb. 15). Hierdurch ist der prinzipielle Weg zur Ausbildung der Bauteile sehr klar vorgezeichnet.

Das Rohr ist eine der günstigsten Formen, weil es in sich geschlossen ist und keine freien Kanten hat, die ausweichen können. Immer wieder kehrte ich deshalb, trotz aller anderen Versuche, zur Verwendung des Rohres zurück.

Wenn auch mit der Erkenntnis, daß aus dem Metall, insbesondere bei größer werdenden Abmessungen, ohne entsprechendes Anwachsen der Kräfte leichtere Bauteile als aus Holz herzustellen sind, die Hauptrichtung für meine Arbeiten gewiesen war, so habe ich doch im Laufe der Entwicklung meines Flugzeuges verschiedene Wege gehen müssen.

Ich darf vielleicht das Weitere an Hand der zeitlichen Aufeinanderfolge besprechen.

Die ursprüngliche Idee war, die tragenden Teile möglichst nach außen in die Haut zu legen aus Gründen, die ohne weiteres klar sind.

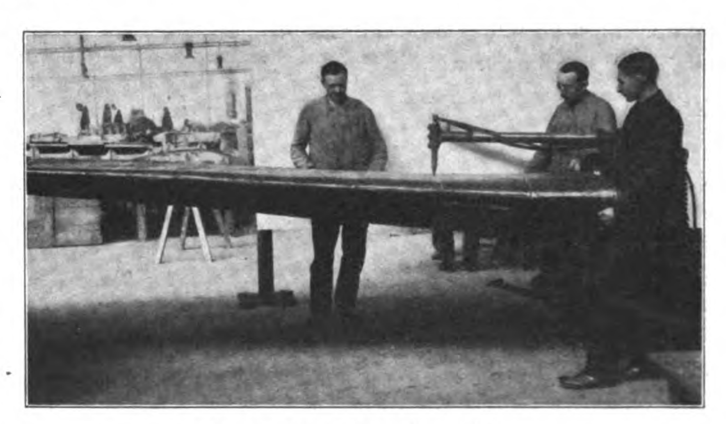


Abb. 16. Punkt-Schweißmaschine.

Wenn man bedenkt, daß der Flügel möglichst leicht sein soll, so wird man natürlich bestrebt sein müssen, möglichst alles Material zur Aufnahme der großen Biegungs- und Torsionsmomente heranzuziehen, also auch die Decke. Da diese den größtzulässigen Abstand von der neutralen Linie hat, so wird man alles sonstige Material möglichst in sie hinein zu verlegen trachten.

Für einen Flügel von 6 m Spannweite, dreieckigem Querschnitt, 50 kg/m² Flächenbelastung und gleichmäßiger Tiefe, ergibt sich auf Grund einer überschlägigen Berechnung, daß proportional der

Entfernung von der Flügelspitze die nötigen Materialstärken von 0 an der Spitze bis 0,375 mm an der Wurzel an wachsen.

Die Zahlenwerte entsprachen einem Eisen von 25 kg/mm² Festigkeit, wie es mir zu Anfang der Untersuchungen in Dessau zur Verfügung stand. Es war dünnes Eisenblech von $^1/_{10}$ mm Dicke, welches für

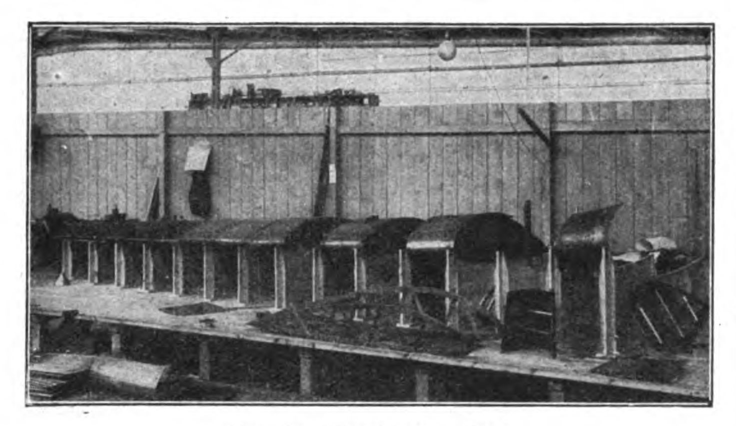


Abb. 17. Eisenflügel im Bau.

magnetische Zwecke benutzt wurde. Es stand kein anderes zur Verfügung; es war auch nicht daran zu denken, daß während des Krieges ein besseres zu dem Zwecke geliefert würde.

In der außerordentlich geringen Wandstärke lagen die Hauptschwierigkeiten für die Bearbeitung und für die Verbindung dieser

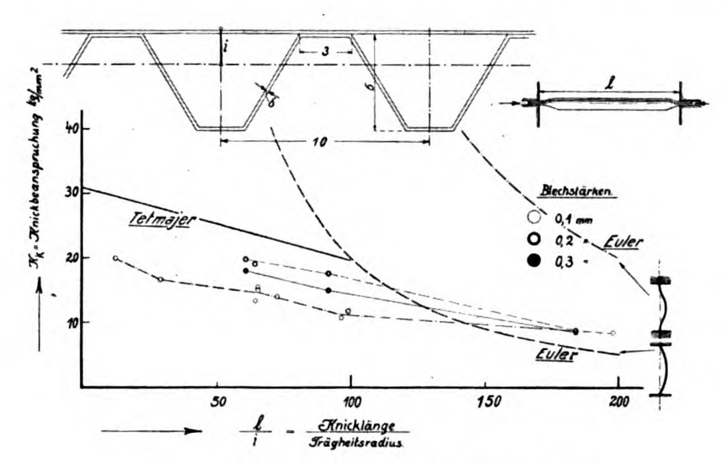


Abb. 18. Knickversuche mit gewelltem Eisenblech.

Bleche. Da kamen uns nun Maschinen zu Hilfe, wunderbar schöne Werkzeugmaschinen, die vielleicht noch wenig bekannt sind, wenigstens denjenigen, die nicht direkt mit dem Blech zu tun haben.

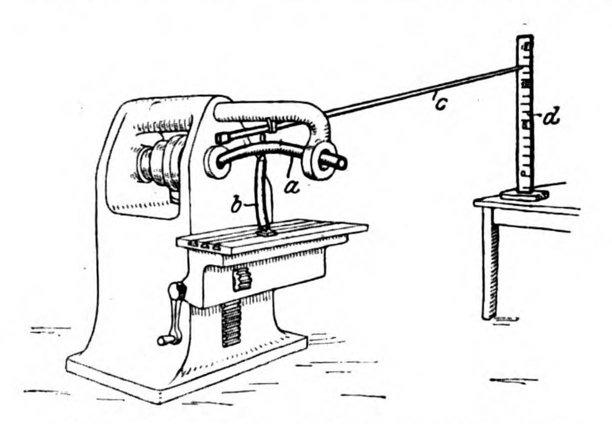


Abb. 19. Fräsmaschine als Festigkeits-Prüfmaschine.

Das waren die Punktschweißmaschinen und die ihnen ähnlichen Linienschweißmaschinen. Sie sehen erstere hier in diesem Bilde in der Anwendung (Abb. 16).

Mit dem Längsarm kann man hier in den Flügel hineingehen und an einer beliebigen Stelle die Bleche durch einfaches Zusammenpressen der beiden Teile miteinander verschweißen. Sie sehen in Abb. 17 auch, wie der ganze Flügel aus einzelnen Schüssen zusammengesetzt war, die mit Hilfe dieser Methode aneinandergefügt wurden.

Die nächste Frage war, wie bringe ich eine druckfeste Haut zustande?

Die dünnen Wandstärken müssen gestützt werden durch Kanten oder Krümmungen. Wenn ich z. B. das Blech in Lamellenform welle, so wächst die Knicklänge (Abb. 18).

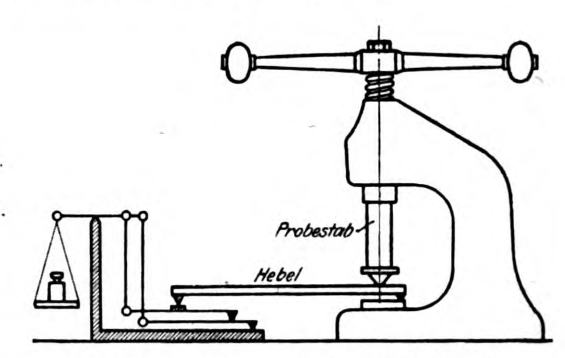


Abb. 20. Spindelpresse als Festigkeits-Maschine.

Im Bilde ist das Ergebnis einiger unserer vielen Versuche mit solchen Lamellenkonstruktionen dargestellt. Abhängig von dem Verhältnis Knicklänge zu Trägheitsradius (l/i) würde nach der Eulerschen Knickformel die zulässige Druckbeanspruchung bei drehbar gelagerten Plattenende nach der gezeichneten Hyperbel verlaufen, dann längs einer Geraden nach Tetmajer.

Es sind hier Versuche mit drei Wandstärken und verschiedenen Knicklängen aufgetragen, die zeigen, daß die dünneren Wandstärken noch unterhalb der erwarteten Knickfestigkeit liegen. Es zeigt sich dabei ein lokales Ausknicken des Materials. Auf solche Weise kommt man bei verlangter Ausnutzungsfähigkeit der Materialfestigkeit für die verschiedenen Profile des Druckkörpers zu bestimmten Abhängigkeiten der Knicklänge, der Profildimension und der Wandstärke.

Meine Herren! Bei den Untersuchungen mußten sehr eingehende Versuche über Knickfestigkeit angestellt werden. Es wäre unmöglich gewesen, schon mit Rücksicht auf die erforderliche Zeit, abgesehen von den Kosten, mit diesen Arbeiten bekannte, hervorragende Institute zu betrauen.

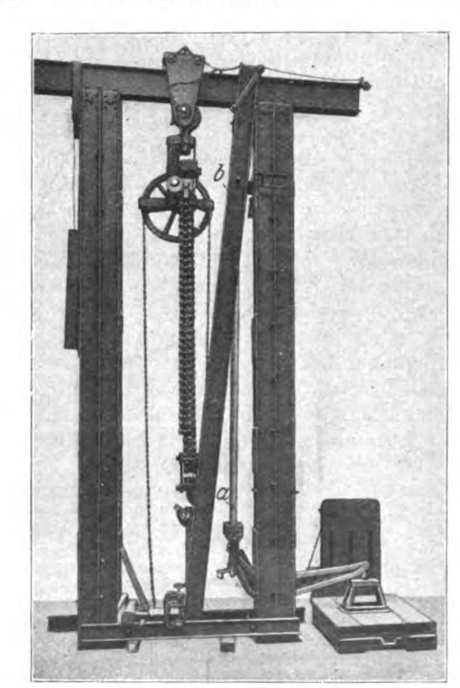


Abb. 21. Einfache Zerreißmaschine für große Kräfte.

Wir mußten diese Versuche in unseren eigenen Werkstätten anstellen. Für die Beschaffung von Festigkeitsmaschinen war natürlich gar keine Möglichkeit gegeben; dafür stand weder Zeit noch Geld zur Verfügung. Ich darf Ihnen vielleicht, um die Methode zu illustrieren, die wir bei allen unseren Arbeiten verwenden, hier einmal zeigen, wie diese Untersuchungen angestellt wurden.

Z. B. sind unsere ersten Versuche mit Wellplatten auf einer damals gerade unbenutzten Fräsmaschine gemacht (Abb. 19) zum Drücken und Ziehen wurde der Support verschoben und aus seiner Verschiebung die Dehnung bestimmt. Als Kraftmesser dienten einfache Rundstäbe, welche in die Spindel eingespannt wurden. Als Meßorgan wurde ein Zeiger mit Übersetzung 1:1000 verwandt; selbstverständlich kann er federn, doch kamen bei der Messung Trägheitskräfte als Fehlerquellen nicht in Betracht.

Das folgende Bild zeigt Ihnen eine Festigkeitsmaschine (Abb. 20), die aus einer Presse hergerichtet wurde. Die Kraft wird hier durch Hebelübersetzung mit einer Wage gemessen.

Das nächste Bild (Abb. 21) gibt ein Beispiel für eine Festigkeitsmaschine für 20000 kg Zugkraft.

Ihre Bestandteile sind:

1 Doppelprüfsäule zum Preise von	M.	710
1 Flaschenzug für 4000 kg 1:5	»	400
1 Wagebalken	»	100
1 Wage (vorhanden)	»	100
30 Gewichte	»	65
Gesamtpreis	M.	1375

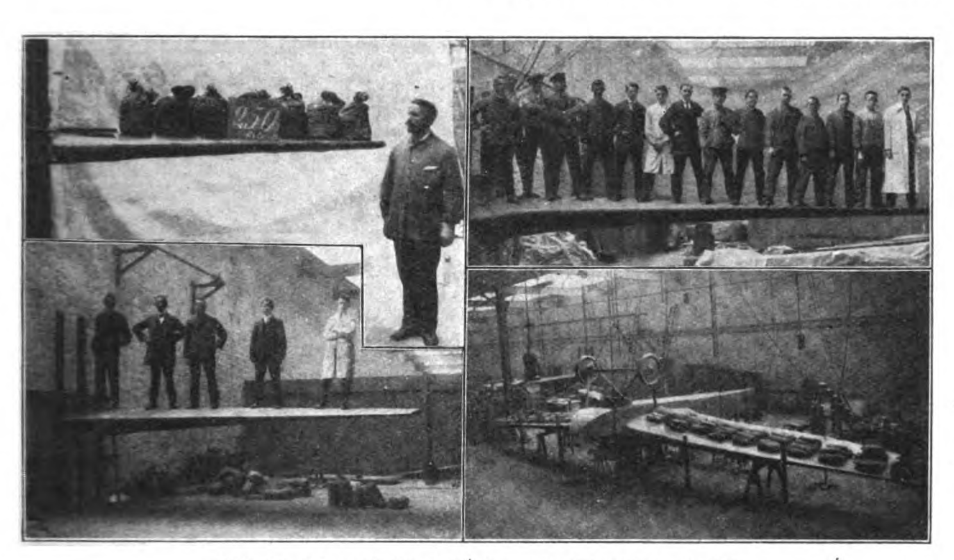


Abb. 23. Versuchsflügel für das erste Eisenflugzeug J I.

Diese Einrichtung hat eine Meßgenauigkeit von ungefähr 2 vH. Es hat sich da in ganz hervorragend genialer Weise gerade die Arbeitsweise meines Mitarbeiters, Herrn Dr. Maders, gezeigt und bewährt.

Dies nur zur Kennzeichnung der Methode.

Auf den so gewonnenen Grundlagen unserer Deckenkonstruktion bauten wir weiter auf.

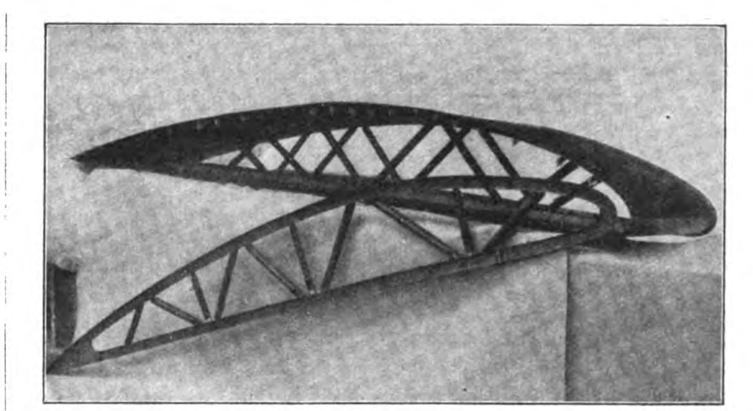


Abb. 22. Flügelschuß eines geschweißten Eisenflügels.

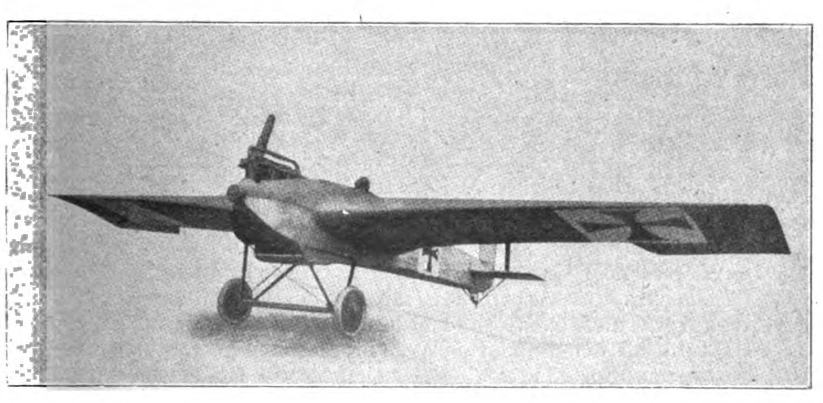
Da dieses Flugzeug gewissermaßen das Urbild meiner neuen Bauart darstellt, möchte ich dieses an Hand einiger Bilder und Daten Ihnen etwas näher beschreiben (Abb. 24, 25).

Zum Bau des zweisitzigen Eindeckers hatten wir etwa 4 Monate gebraucht. Seine Spannweite betrug 12,95 m, seine Tragfläche 24 m², seine Länge 8,620 m. Das Fluggewicht stellte sich auf etwa 1010 kg. Der Motor war ein Daimler-Mercedes von 120 PS. Seinen ersten Flug machte der Eindecker in Döberitz am 12. Dezember 1915 mit Leutnant Mallinckrodt. Einige Tage darauf fand eine Geschwindigkeitsprüfung statt, bei der, wie schon erwähnt, eine Stundengeschwindigkeit von ca. 170 km erreicht wurde.

Abb. 26 zeigt einen Vergleich der C_a/C_w-Werte für dieses Flugzeug und ein anderes hochwertiges Flugzeug der damaligen Zeit. Die Werte für die J 1 sind aus den Ergebnissen der obigen Prüfung entnommen und durch Windkanalversuche ergänzt, machen aber keinen Anspruch auf große Genauigkeit.

Als Ergebnis des ersten und des nächstfolgenden Typs kann man feststellen, daß der aerodynamische Wirkungsgrad sehr gut war. Damit glaubten wir über den Berg zu sein.

Das war leider nicht der Fall. Wir mußten noch einmal wieder ganz von vorn anfangen. Das hing damit zusammen, daß trotz der außerordentlich günstigen horizontalen Geschwindigkeit das Flugzeug nicht den militärischen Ansprüchen entsprechend steigen konnte. Es ist wohl ohne weiteres klar, daß es beim starken Steigen weniger auf große Verminderung des Widerstandes ankommt als auf Überwindung einer Hubarbeit. Die Beseitigung der Un-



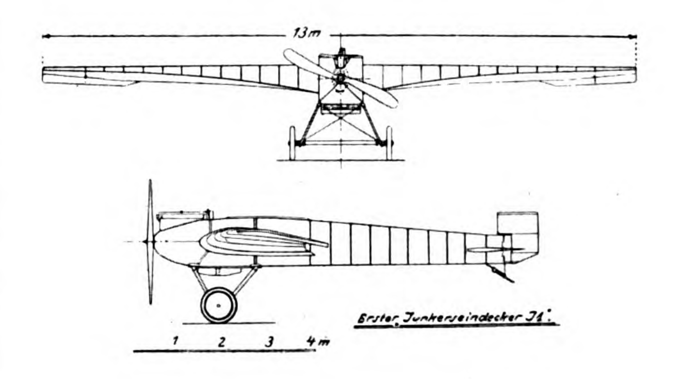


Abb. 24 u. 25. Das erste Junkers-Flugzeug J 1 aus Eisenblech.

In kurzen Abständen mußten die Decken durch Rippen gestützt werden (Abb. 22). Die Enden der Lamellen mußten in Schuhen gefaßt werden, wovon ich Ihnen hier einige Probestücke mitgebracht habe. Versuchsflügel von wachsender Länge (Abb. 23) wurden gebaut und durch Bruchbelastung geprüft, bevor wir an die Ausführung unseres ersten Versuchsflugzeuges J 1 herangingen.

ebenheiten der Bahn spielt bei Eisenbahnen eine um so kleinere Rolle, je stärker die Steigung ist. Ob ein Wagen, der eine starke Steigung hinauffährt, auf einer Schiene fährt oder auf einer schlechten Bahn, das ist ziemlich gleichgültig. So ist es auch beim Fliegen. Bei einem Flugzeug, welches sehr steil steigen soll, kommt es vor allen Dingen auf die Hubarbeit an, und die Hubarbeit richtet sich nach dem Gewicht. So konnten uns unsere außerordentlich

günstigen Flugleistungen nicht voranhelfen, wir mußten wieder von vorn anfangen, d. h. wir mußten jetzt ein Flugzeug bauen, welches nicht nur einen geringen Widerstand hatte, also in horizontaler Richtung leicht zu bewegen ist, sondern welches auch gut stieg, d. h. ein Flugzeug, welches pro PS ein kleines Gewicht hatte. Das konnten wir mit dem Eisen nicht mehr verwirklichen, und wir

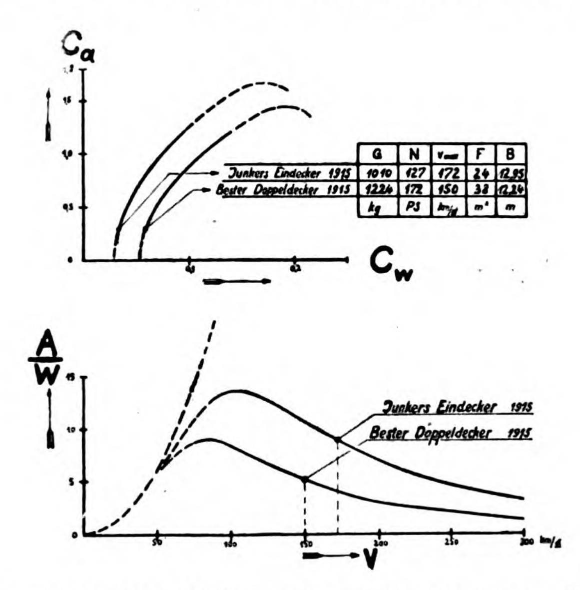


Abb. 26. Polaren des ersten Junkers-Eisen-Eindeckers 1915, verglichen mit denen des besten Doppeldeckers aus dem gleichen Jahre.

mußten an die Wahl eines neuen Materials herangehen, des Leichtmetalls. Aber nicht nur in der Wahl des Materials lag das hohe Fluggewicht begründet.

Wir hatten zu schwer gebaut, teils weil wir zu sicher bauen wollten, und teils weil die Ausnutzung der Materialfestigkeit nicht hoch genug war.

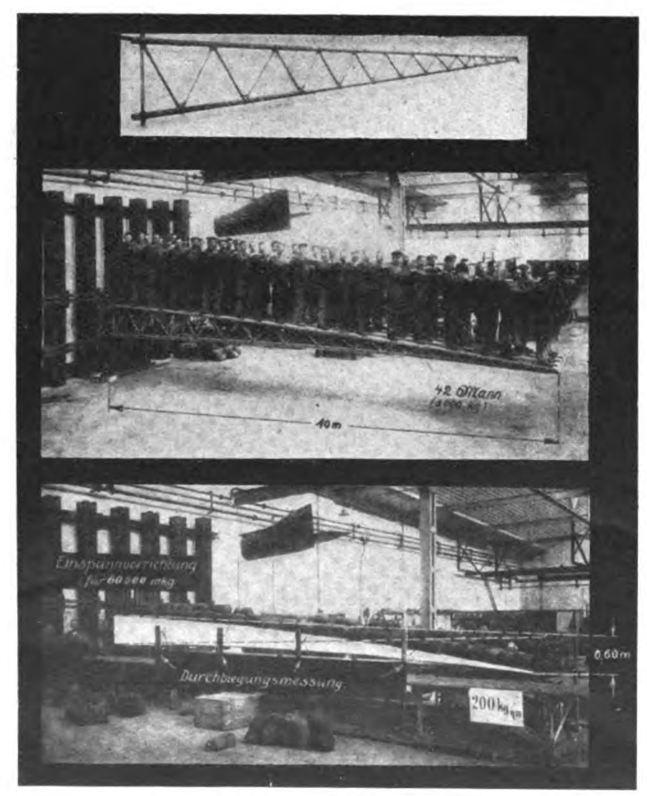


Abb. 27. Versuchsflügel aus Duralumin.

So richtig der Gedanke der tragenden Haut theoretisch auch war und bleibt, so zeigte mir eine Überlegung doch, daß ich den Anteil der tragenden Konstruktion am Flügelgewicht vergrößern durfte, wenn ich dafür die Ausnutzung dieses tragenden Teiles höher brachte.

Ich habe mich deshalb dazu entschlossen, die Decke und die tragenden Teile zu trennen, um für die tragenden Teile günstigere Formen wählen zu können. Aus allen Überlegungen über Lamellen, Profile u. a. Balkenformen kam ich immer wieder darauf zurück, daß das in sich geschlossene Rohr — ohne freie Ränder —, die günstigste Anordnung des Materials zur Aufnahme von Druckkräften darstellt. Aus dieser Überlegung heraus und aus Versuchen ergab sich die vollkommen geänderte Konstruktion des Rohrgerüstflügels.

Wieder begannen wir mit kleineren Versuchsflügeln, diesmal in Leichtmetall, fortschreitend zu immer größerer Spannweite, bis zu einem Flügel einfachster Art von 10 m freitragender Länge (Abb. 27), unter vorläufiger Weglassung der für die Festigkeitskonstruktion unwesentlichen und schwerer herzustellenden Teile wie Kopf, Hinterkante und Querruder.

Vergleichen wir in einer zusammenstellenden Darstellung eine Reihe der von mir gebauten Flügel, so sehen wir (Abb. 28), daß bei den ersten eisernen Flügeln bei einer Materialfestigkeit von ungefähr 38 kg/mm² tatsächlich beim Bruch nur ungefähr 8 bis 12 kg/mm² der tragenden Organe erreicht wurde. So kam es, daß z. B. bei einer Flügellänge von 4,6 m (J. 2) das spezifische Flügelgewicht 11 kg/m² betrug. Bei dem anders konstruierten Rohrgerüstflügel steigen diese Zahlen auf 25 kg/mm² am tragenden Holm bei ungefähr gleicher Flügellänge und einem sehr schwer gebauten Flügel

Jahr	Flügel	Material	Flügel-Länge 1:200 (0 2 4 6m)	Eigengewicht (0 5 10 kg/qm)	Bruchlast kg/qm	Bruchlast / Eigengewicht	Bruchlast × Länge / Eigengewicht
1915	I.	Eisen	2m	7,4 kg	105	15	35
1915	II.	"	5	9,5	105	10,5	55
1915	III.	"	6	10	120	12	70
1916	J1.	"	6	12,5	130	11	60
1916	J2.	"	4,6	11	150	14,5	65
1916	J2.	"	5	14	200	14,5	72
1916	I.	Stahl/Dural	2	12,5	500	40	90
1916	II.	Dural	4,6	8,5	300	35	172
1916	III.	"	10	7,2	300	40	410
1916	J3.	"	5	6,2	240	39	200
1917	J4.	"	2,4	4,5	320	70	200
1917	J4.	"	5,4	6,7	210	31	160
1917	J4.	"	3	6,0	305	54	210
1917	I.	Dural/Al.	3	3,2	160	56	160
1918	J9.	Dural	3,8	7,0	390	76	230
1918	J10.	"	4,8	6,0	240	44	210
1918	J11.	"	4,8	6,5	265	44	220
1919	J13.	"	5,8	6,5	300	46	260

Abb. 28. Tabelle des Gewichts von verschiedenen ausgeführten Flügeln.

von ca. 6 kg/m². Es ist dies nicht allein eine Folge des verwendeten leichteren Materials, des Duralumins, sondern auch der spezifisch höheren Ausnutzung der eigentlichen Tragorgane.

Bei der tragenden Haut war eine der größten konstruktiven Schwierigkeiten, daß man mit dieser Haut nicht von einer Seite des Rumpfes auf die andere durchgehen konnte, da die eigentliche Belastung (Motor, Insassen) normalerweise ungefähr in der Flügelebene sitzen mußte. Es entstand so die Aufgabe, die in der Flügelhaut, also einer Linie, vereinigten Luftkräfte an einzelnen Punkten zusammenzufassen. Das ist wohl die schwierigste Aufgabe gewesen, die mir jemals als Ingenieur zu lösen gestellt wurde. Wir haben mannigfache Versuchsstücke für diese Organe angefertigt, ohne doch zu einer vollkommen befriedigenden Lösung zu kommen. Erst viel später haben wir es gewagt, die ganze Rumpfkonstruktion auf den Flügel hinaufzulegen. Nun konnten wir einfacherweise die tragenden Organe, zu der Zeit allerdings eine Reihe von Holmen, keine Haut, außerhalb des Rumpfes durchlaufen lassen.

Auf diese Weise werden die außergewöhnlich großen Biegungskräfte auf dem direktesten Wege fortgeleitet. Auch bei allen Parasolanordnungen ist dieser Weg möglich, wie ja auch unser Panzerdoppeldecker zeigt.

Dieses war die erste Maschine, die in größeren Mengen von der Fabrik herausgebracht wurde. Hier lohnte es sich bereits, Vorrichtungen für die Massenfabrikation von Gerüstflügeln zu schaffen.

Als Grundlage der Gerüstkonstruktion dienen die Holme, die mittels Diagonalstreben durch Nietung zu Trägern verbunden werden. Aus den Trägern wird das Gerüst gebildet, über die Träger die Decke aus Wellblech genietet. Diese gewellte Decke hat in immer größerem Umfange bei unserer gesamten Flugzeugkonstruktion Verwendung gefunden. Aus demselben Gedankenwege wie die

Verwendung des Rohres entstanden, vereinigt sie Biegungswiderstandsfähigkeit und Leichtigkeit mit geringem Oberflächenwiderstand, weil die Wellen stets in Richtung des Windes laufen.

So einfach wie das Wellblech aussieht, ist nun seine wirkliche Verwendung durchaus nicht. Es gehört viel konstruktiver Scharfsinn und große Erfahrung in der Behandlung des sehr eigenartigen Duralumins dazu, um einfache und widerstandsfähige Verbindungsarten zu finden. Doch würde das nähere Eingehen hierauf hier zu weit führen.

Ich eilte mit diesen Betrachtungen der geschichtlichen Entwicklung etwas voraus! Unser Entwicklungsweg war etwas schwieriger. Die Eisenflugzeuge waren zu schwer. Sie wogen ca. 9 kg/PS.

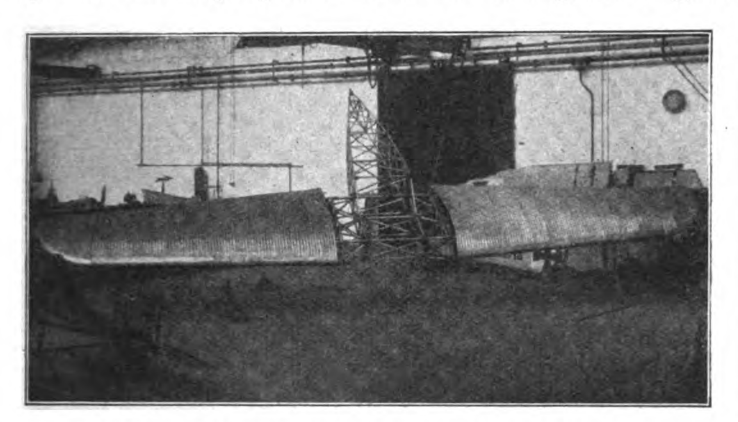


Abb. 29. Gerüst für einen Eindecker mit Rotationsmotor.

Versuchsflügel aus Duralumin hatten uns gezeigt, daß wir statt mit 12 kg/m², Flügel mit ungefähr 6 kg/m² bauen könnten. Wir haben auch ein ganzes Gerüst eines Eindeckers mit Rotationsmotor versuchsweise gebaut (Abb. 29), aber es fehlte jede Gegenliebe damals beim Militär für eine solche Konstruktion. Man glaubte uns nicht, daß wir ein D.-Flugzeug leicht und wendig genug bauen könnten. So erhielten wir den Auftrag, ein schweres Panzerflugzeug als Doppeldecker zu bauen.

Das Ergebnis war ein Kompromiß, der Anderthalb-Decker, wie Sie ihn hier sehen (Abb. 30).

Es war wirklich ein schweres Flugzeug. Ein 200-PS-Benz-Motor mußte 2100 kg, später durch immer mehr Zutaten noch mehr durch die Luft schleppen. Das konstruktive Kennzeichen für den Flugzeugbauer war die neuartige Panzerwanne (Abb. 31). Insofern etwas Neues, als sie als Konstruktionsrückgrat für den Aufbau der ganzen Maschine diente, und zwar mit solchem Erfolg, daß bei manchen Stürzen und Überschlägen Motor und Insassen vollkommen

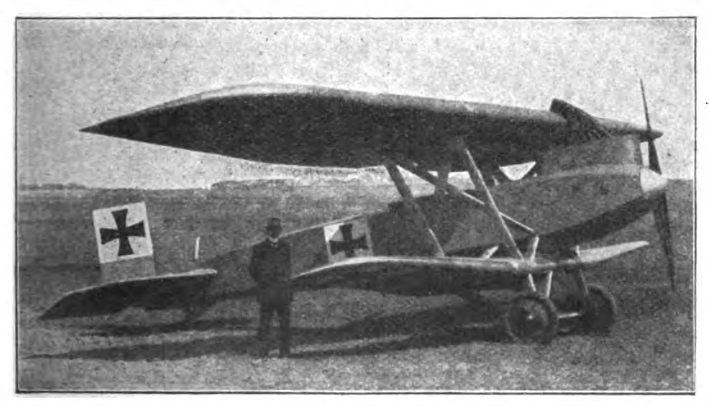


Abb. 30. Gepanzertes Junkers-Infanterie-Flugzeug (Junk J I).

heil geblieben sind. Die Maschine war auf möglichste Schußsicherheit gebaut. Die Konstruktion war statisch mehrfach überbestimmt und manche Holmverletzung konnte eintreten, ohne daß die Flugfähigkeit der Maschine gelitten hätte.

Als die ziemlich langwierigen Arbeiten für die Panzermaschine halbwegs erledigt waren, nahm ich aus freien Stücken die Arbeiten an einem leichten Einsitzer wieder auf, in der festen Überzeugung, daß es gelingen würde, mit einem Metalleindecker den Kampf gegen den Doppeldecker aus Holz und Stoff an Gewicht — und was für unmöglich gehalten wurde, auch in bezug auf Wendigkeit erfolgreich aufzunehmen.

Es entstand so unser Typ J. 7, bei dem ich es zum erstenmal wagte, wie schon oben angedeutet, den Flügel unterhalb des Schwerpunktes zu legen (Abb. 32).

Manch erfahrener Flieger hatte damals die stärksten Bedenken gegen die neue Bauart. Man meinte, die Maschine fiele um, sie tat es aber nicht, sondern hatte im Gegenteil recht gute Flugeigenschaften.

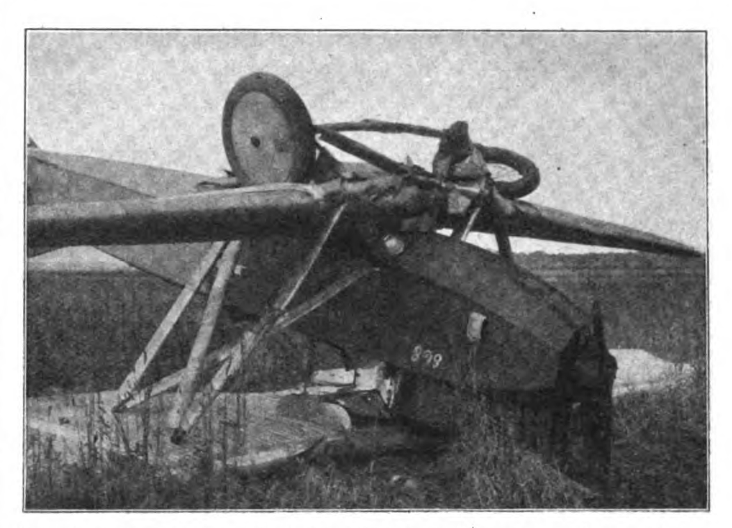


Abb. 31. Panzerwanne zum Junkers-Infanterie-Flugzeug aus 5-mm-Chromnickelstahl.

Unter Ereignissen nicht technischer Natur litt die Entwicklung dieser leichten Maschine.

Es entstand daneben ein zweiter D.-Flugzeugtyp, daran anschließend ein Doppelsitzer, der ebenfalls recht gute Steigleistungen hatte. Nach Abschluß des Waffenstillstandes wurde diese Maschine zum zweisitzigen Kurierflugzeug durch Hinzufügen eines Verdeckes für den Passagiersitz umgebaut. Es war interessant, daß dabei infolge Wegfalls des offenen Maschinengewehrringes die Flugeigenschaften des Flugzeuges sich verbesserten.

Auch zum zweisitzigen Marineflugzeug bauten wir diese Maschine aus und gewannen so unsere ersten Erfahrungen auf dem Gebiete der Wasserfliegerei (Abb. 33).

Auch hier wird das Metall in steigendem Maße das Holz verdrängen. Schon baut man Duraluminschwimmer mit gutem Erfolge.

Auch wir sind dabei, solche Schwimmer zu bauen unter Übertragung unserer Erfahrungen im Leichtbau, die es uns ermöglichen

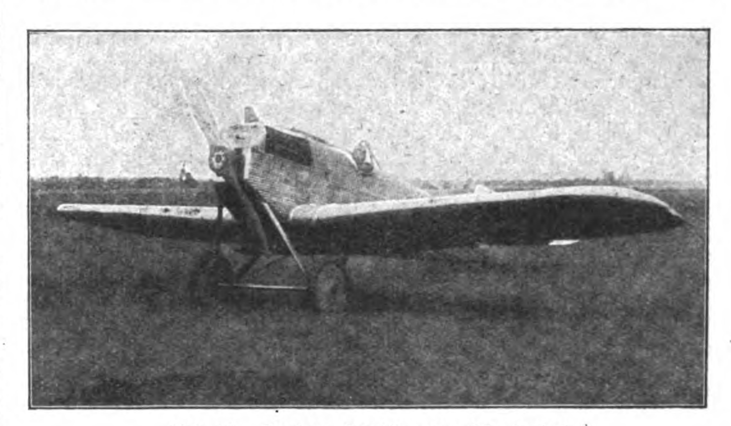


Abb. 32. Junkers-Jagdflugzeug (Junk D I).

werden, widerstandsfähigere Formen als wie bisher mit den glatten, dicken Wänden zu erzielen. Dies wird sehr wichtig werden, wenn wir später zu größeren Abmessungen werden übergehen müssen: wenn das Flugboot herrschen wird. Das Kennzeichen des Leichtbaues, die Fortleitung kleiner Kräfte auf große Wege, kommt hier immer mehr zur Geltung. Schon während des Krieges habe ich den Übergang zum R.-Flugzeug immer wieder angeregt. Ich verweise Sie auf die Abb. 3. Sie sehen hier eines meiner ersten Projekte, bei denen der Gedanke, alle widerstandserzeugenden Teile wie die Motorenanlage in den Flügel einzubauen, zu verwirklichen versucht wird.

Wie die Maschinenanlagen der Zukunft aussehen werden, wissen wir noch nicht, aber das erscheint mir sicher, daß sie umhüllt sein werden.

Damit Sie aber nicht glauben, daß wir über Zukunftsphantasien die näher und leichter erreichbaren Aufgaben der Gegenwart vergessen, zeige ich Ihnen zum Schluß einige Bilder des neuesten, in der Forschungsanstalt entworfenen und vom Flugzeugwerk A.-G., gebauten Verkehrsflugzeuges J. 13 (Abb. 34).

Charakteristisch daran ist vor allem, daß es möglich war, große Hohlräume mit geringem Widerstande und dabei für die Praxis guter Zugänglichkeit zum Motor und allen sonstigen vitalen Teilen zu ermöglichen. Sie wissen ja, daß hier mit geringster Motorleistung große Hebekraft erreicht ist. Die Maschine hat am 13. September 1919 mit 8 Personen, 526 kg Nutzlast eine Gipfelhöhe von 6750 m in 86 min (red. 6920 m in 81,6 min) erreicht und damit einen neuen Rekord aufgestellt (Abb. 35).

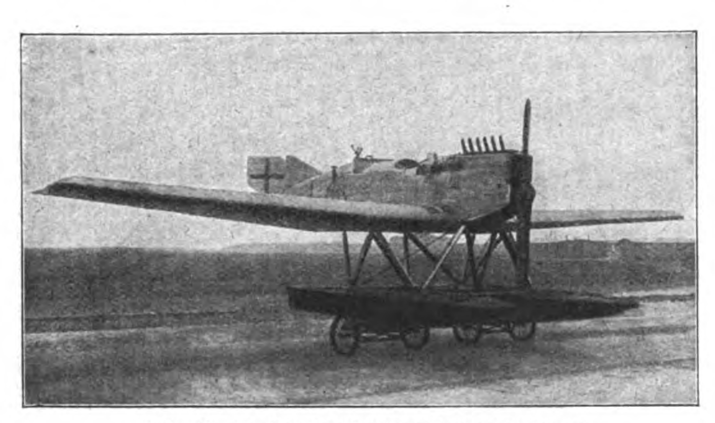

Abb. 33. Junkers-Marine-Zweisitzer (Marine C).

Abb. 34. Sechssitziges Junkers-Verkehrsflugzeug Typ F.

Das ist aber nicht ihr Hauptkennzeichen. Der eigentliche Fortschritt liegt in der erzielten Verbesserung der Wirtschaftlichkeit des Transportes, denn diese Leistung wurde mit einem Motor von nur 185 PS (B. M. W. IIIa) erzielt.

Meine Herren! Das war das, was ich Ihnen zu sagen hatte.

Meine Herren! Wenn ich aus der freundlichen Aufnahme, die Sie meinen Ausführungen geschenkt haben, den Schluß ziehen darf, daß Sie die geschilderten Ausführungen Ihrer Aufmerksamkeit wert erachten, so darf ich wohl auch derer gedenken, ohne deren Mitarbeit das Flugzeug nicht zustande gekommen wäre. Das Flugzeug geht unter meinem Namen, das Kind muß ja einen Namen haben. Aber wie groß mein Anteil und mein Verdienst daran ist, wäre schwer festzustellen und abzugrenzen. Das ist aber sicher, daß mein Verdienst daran klein ist, sehr klein im Verhältnis zu den außerordentlichen Leistungen, die erforderlich waren, und die meinen Mitarbeitern zu verdanken sind. Alle die verdienten Männer zu nennen, muß ich mir versagen; es sind der Namen zu viele. Ich dürfte nicht stehen bleiben bei dem verdienstvollen Leiter der Forschungsanstalt, bei dem tüchtigen Chefkonstrukteur. Ich müßte in die Bureaus gehen, in die Werkstätten zu den Meistern, Arbeitern, Betriebsleitern; ich dürfte nicht vergessen der tüchtigen Mitarbeiter, der Kaufleute, zu gedenken, der Verwaltung; ich müßte hinabgehen bis zum Lehrjungen, und wenn ich derer gedenke, die mich unterstützt haben, so darf ich auch an dieser Stelle meinen Dank denjenigen Herren sagen, die außerhalb meines engeren Arbeitsgebietes standen, für die außerordentlich wertvolle Hilfe, die sie mir geleistet haben.

Die Verdienste um das Zustandekommen von Erfindungen — das darf ich vielleicht noch bei dieser Gelegenheit einmal zum Ausdruck bringen — liegen nicht in Ideen, nicht im wesentlichen auf dem intellektuellen Gebiete, sondern auf dem moralischen. Ein leuchtendes Beispiel ist uns in dieser Hinsicht unser allverehrter Graf Zeppelin. Meine Herren, was alle die Herren und Damen geleistet haben, hätten sie nicht für Geld und Gut getan, ganz gewiß nicht, was sie treibt, was sie befriedigt, das sieht man am besten an ihren Augen, wenn sie eine große Schwierigkeit überwunden haben, die für unüberwindlich galt, wenn sie an der praktischen Verwendung der Produkte ihrer Arbeit sehen, daß sie nicht umsonst Opfer gebracht haben. Gestatten Sie mir also, allein dem Leiter der Forschungsanstalt, Herrn Dr. Mader, als Vertreter aller meiner Mitarbeiter meinen herzlichsten Dank auszusprechen. Ich möchte besonders betonen, daß Herr Dr. Mader es verstanden hat, den Geist der Forschung hochzuhalten und zu pflegen, der die ungeschminkte Wahrheit sucht und das Wohl der Allgemeinheit zu fördern zum ausschließlichen Ziele hat.

Ich gestatte mir zum Schluß noch eine kleine Abschweifung von diesem engeren Gebiet meines Themas. Es sind hier in Deutschland viele Bestrebungen im Gange, die Arbeit zu organisieren zu dem Zwecke, den Wirkungsgrad zu verbessern. Man sucht das vor allen Dingen auf dem Wege des Zusammenschlusses zu großen Gruppen und geeigneter Arbeitsverteilung zu erzielen. Normalisierung, Typisierung u. dgl. sind die Schlagworte des Tages. Sicherlich läßt sich auf diesem Wege viel erreichen. Auf die Dauer segensreich ist der Weg aber nur, wenn gleichzeitig die andere Seite des menschlichen Schaffens dabei nicht zu kurz kommt, ich meine die schöpferische. Das gilt ganz besonders für uns Deutsche. Hier ist unsere größte Überlegenheit gegenüber dem Ausland zu suchen, nicht auf dem Gebiete der Massenproduktion; und die Förderung derjenigen Faktoren, die auf Hebung der schöpferischen Qualität hinarbeiten, muß vor allen Dingen unser ernstes Bestreben sein, wenn wir in dem wirtschaftlichen Weltkriege nicht ebenso unterliegen wollen, wie in dem politisch-militärischen. Die wissenschaftlichen Institute für Forschung auf aerodynamischem Gebiet — ich komme jetzt auf unser Sondergebiet zurück — in erster Linie die verdienstlichen Anstalten unter Leitung von Prandtl, Bendemann u. dgl. — wir haben sie ja reichlich, Gott sei Dank, hier in vielen Instituten —, dürfen nicht leiden unter der allgemeinen Not, und ihnen jetzt die erforderlichen Mittel zu versagen, das hieße auf die Ernte verzichten, um die Saat zu sparen.

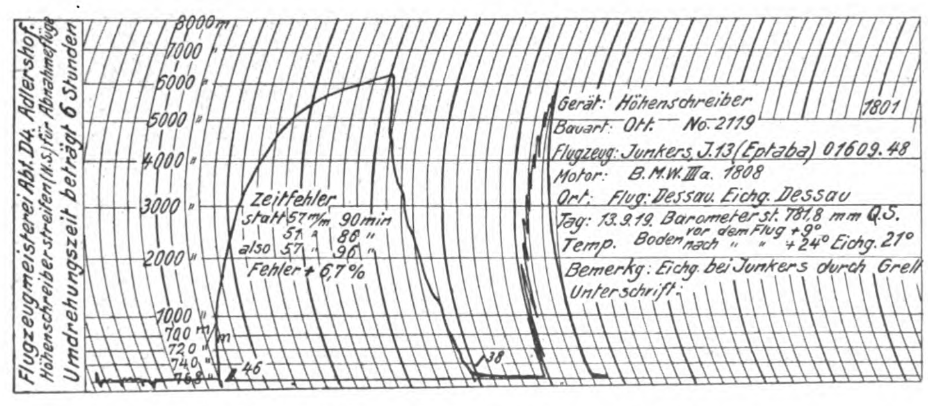


Abb. 35. Barogramm des Höhenrekords am 13. Sept. 1919.

II. Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen.

Vorgetragen von Karl Grulich.

Inhalts-Verzeichnis.

Einleitung.

Durch den Krieg von 1914 bis 1918 ist die Weiterentwicklung der Friedensluftfahrt jäh unterbrochen worden[1]). Dafür hat die Kriegsflugtechnik eine ungeahnte Entwicklung erfahren[2]). Es liegt daher nahe, die während des Krieges in der flugtechnischen Wissenschaft und Praxis erzielten großen Fortschritte für die Friedensluftfahrt nutzbar zu machen.

Leider ist es Deutschland durch den unglücklichen Ausgang des Krieges und die Bestimmungen des Friedens von Versailles sowie durch die ihm aufgezwungene Annahme des Ultimatums vom Mai 1921 nicht nur verboten, in Zukunft Heeres- und Marineflugzeuge zu besitzen[3]), sondern es darf auf Grund der Begriffsbestimmungen unserer Gegner vom Mai 1922 nur Friedensflugzeuge beschränkter Leistungen bauen[4]). Soll unter den gegenwärtigen schwierigen Verhältnissen die deutsche Flugtechnik nicht auf die Dauer ins Hintertreffen geraten, so müssen wir alle nur irgend erreichbaren Kräfte für ihre Weiterentwicklung heranziehen.

Dann ist vor allem nötig, die vielen praktischen Erfahrungen des Krieges der Wissenschaft zugängig zu machen, und die Fortschritte der Wissenschaft wieder müssen der praktischen Flugtechnik neue Hilfsmittel und neue gangbare Wege weisen.

Wenn uns auch unsere Gegner bis auf weiteres daran hindern, die praktische Flugtechnik in dem erforderlichen Maße zu betreiben, so kann uns doch niemand das theoretische Arbeiten verbieten.

Darum soll in folgendem auf Grund unserer langjährigen, erfolgreichen Tätigkeit in der praktischen Flugtechnik[5]) und unter Heranziehung der einschlägigen Literatur untersucht werden, welche Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen gestellt werden müssen.

Die Verkehrsflugzeuge sollen die bisherigen Verkehrsmittel ergänzen, indem sie eine entsprechende Anzahl Reisende möglichst schnell, bequem, sicher und wirtschaftlich über möglichst große Strecken befördern.

Es werden daher in folgendem die Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen behandelt hinsichtlich:

1. ihrer Leistungen,
2. der Bequemlichkeit der Reisenden,
3. der Sicherheit der Reisenden,
4. der Wirtschaftlichkeit des Verkehrs mit Flugzeugen.

Wenn auch die Förderung der Sicherheit und der Wirtschaftlichkeit für die Weiterentwicklung der Friedensflugtechnik weit wichtiger ist als die der Bequemlichkeit für die Reisenden, so möchten wir letztere doch vor diesen behandeln, weil es so leichter ist, Wiederholungen zu vermeiden.

I. Anforderungen an die Leistungen von Verkehrsflugzeugen und ihrer Kraftanlagen.

Erforderliche Geschwindigkeiten.

Das Flugzeug hat als Verkehrsmittel nur dann eine Daseinsberechtigung, wenn es den anderen Verkehrsmitteln zu Lande und zu Wasser gegenüber einen wesentlichen Vorteil bietet. Dieser besteht darin, daß es möglich ist, mit ihm Reisende und Güter wesentlich schneller zu befördern, als jene es vermögen. Unser schnellstes Verkehrsmittel nach dem Flugzeuge ist bekanntlich die Eisenbahn. Schnellzüge haben heute in Deutschland etwa 70 bis 80 km/h Höchstgeschwindigkeit und daher eine mittlere Reisegeschwindigkeit von etwa 60 km/h. In einigen Jahren werden sie hoffentlich wieder wie vor dem Kriege mit 80 bis 100 km/h Höchstgeschwindigkeit fahren. Das entspricht einer mittleren Reisegeschwindigkeit von etwa 65 bis 85 km/h[6]).

Das nächstschnelle Verkehrsmittel ist das Automobil. Auf guten Straßen kann es mit 50 bis 60 km/h mittlerer Reisegeschwindigkeit fahren, auf weniger guten etwa mit 30 bis 40 km/h.[7])

Am langsamsten von unseren neuzeitlichen Verkehrsmitteln fährt das Dampfschiff. Seine Reisegeschwindigkeit beträgt etwa 30 bis 40 km/h. Die schnellsten Dampfer »Imperator« und »Vaterland« der Hamburg-Amerika-Linie hatten vor dem Kriege zwischen Hamburg und New York eine mittlere Reisegeschwindigkeit von etwas mehr als 40 km/h.

Soll nun das Flugzeug auf einer bestimmten Strecke eines der obigen drei Hauptverkehrsmittel überbieten, so muß es entsprechend schneller als dieses sein.

Dabei darf man jedoch nicht übersehen, daß die größere Geschwindigkeit des Flugzeuges nicht über jede Entfernung einen Zeitgewinn bringt. Der Grund liegt darin, daß die Flugzeuglandeplätze in einer gewissen Entfernung von den Großstädten angelegt worden sind. Bei einem Vergleich der Zeit, die man zur Erreichung

eines Zieles mit dem Flugzeuge braucht, mit der, in der man dieses Ziel mit einem der drei obigen alten Verkehrsmittel erreicht, muß man daher zur Zeit des Fliegens noch die Zeit hinzurechnen, die man im Mittel braucht, um zum Flugplatz im Automobil zu gelangen,

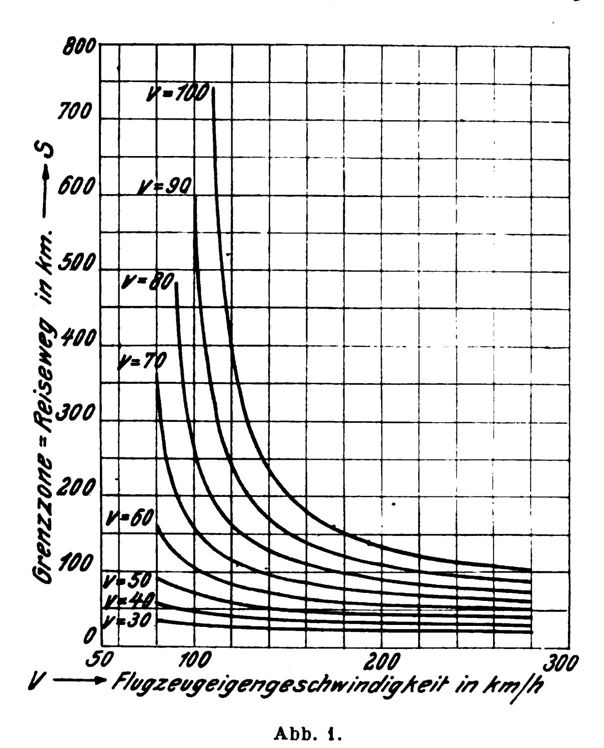


Abb. 1.

und die Zeit, die vergeht, bis man am Bestimmungsorte wieder vom Flugplatze zur Stadt gelangt ist. Außerdem vergeht etwas Zeit beim Starten und Landen des Flugzeuges, die auch noch zur reinen Flugzeit hinzugerechnet werden muß. Dafür wird meistens das Flugzeug durch Einhalten der Luftlinie einen kürzeren Weg zurückzulegen haben als das Fahrzeug auf der Erde, das an die Eisenbahnschienen oder die Land- und Wasserstraßen gebunden ist, die meistens nicht der Luftlinie folgen.

Nun gebraucht man aber auch etwas Zeit, um in einer Großstadt zum Bahnhof, zur Autohaltestelle oder zum Hafen zu gelangen. Und da der Luftverkehr zunächst vorwiegend zwischen Großstädten stattfindet, soll in den folgenden Berechnungen nicht die ganze Zeit, die man etwa mit ½ h im Mittel annehmen kann, um den Flugplatz zu erreichen und zu starten, sondern nur ⅓ h berück-

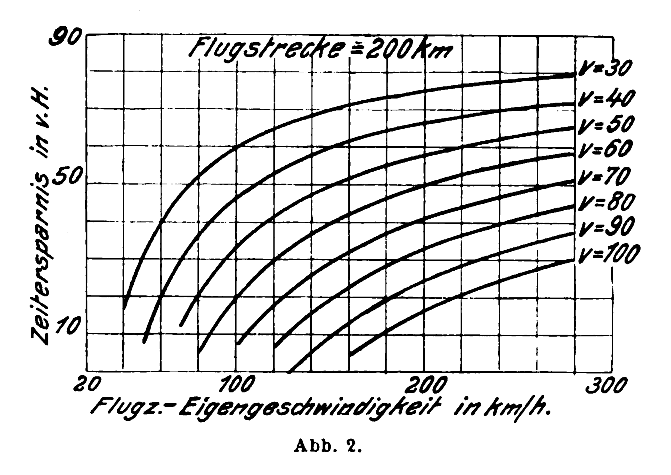


Abb. 2.

sichtigt werden. Mit dieser Annahme kann man nun Grenzentfernungen errechnen, bis zu denen das Flugzeug und das betreffende alte Verkehrsmittel gleich lange unterwegs sind[8]).

Zu diesem Zwecke bezeichnen wir mit:

- S die Flugstrecke in km,
- V die Flugzeugeigengeschwindigkeit in km/h,
- v die Reisegeschwindigkeit des alten Verkehrsmittels auf der Erde,
- den Zeitverbrauch für das Fahren mit dem Automobil zum Flugplatz und von diesem zur Stadt zurück, sowie für das Starten und Landen des Flugzeuges.

Dann ist für die Grenzzone: Reine Flugzeit + Zeitverbrauch für Autofahrt zum und vom Flugplatz sowie für Starten und Landen = Fahrzeit des alten Verkehrsmittels, also für Windstille:

$$\frac{S}{V} + t = \frac{S}{v}.$$

Daraus folgt für die Grenzstrecke:

$$S = t\,\frac{V \cdot v}{V - v}.$$

Für $t = {}^2/_3$ h, für V die Geschwindigkeiten: 80, 90, 100, 110, 120, 130, 140, 160, 180, 200, 220, 240, 260 und 280 km/h und für v die Geschwindigkeiten: 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90 und 100 km/h eingesetzt, ergibt die im Schaubild der Abb. 1 eingetragenen Grenzzonen.

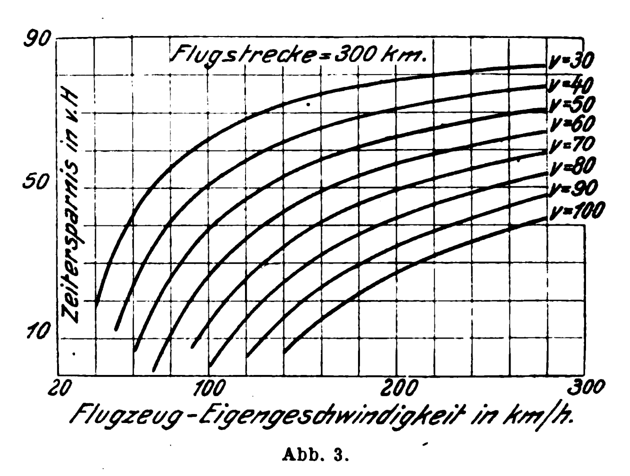


Abb. 3.

Daraus ersehen wir z. B., daß man mit einem Flugzeuge, das eine Eigengeschwindigkeit von 110 km/h hat, bei Windstille eine Strecke von 200 km in derselben Zeit zurücklegt, die ein Schnellzug mit 80 km/h braucht. Ferner erreicht man mit einem Flugzeuge von 110 km/h Eigengeschwindigkeit bei Windstille einen etwa 732 km entfernten Ort in derselben Zeit wie ein Schnellzug mit 100 km/h.

In dem Maße, in dem die Flugstrecken die Grenzzonen überschreiten, nimmt die Überlegenheit des Flugzeuges zu. Zur Veranschaulichung dieser Tatsache sind unter den obigen Voraussetzungen für die Strecken von: 200, 300, 400, 600, 800 und 1000 km die Zeitgewinne in vH berechnet und in den Schaubildern der Abb. 2, 3, 4, 5, 6 und 7 aufgetragen. Aus ihnen können wir u. a. entnehmen, daß der Zeitgewinn in vH mit der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges und der Größe des Reiseweges zunimmt.

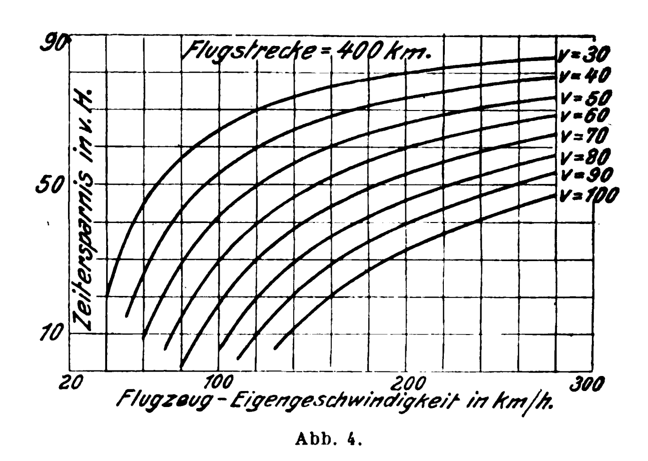
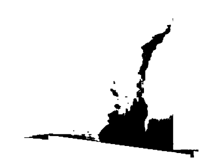


Abb. 4.

Bei den bisherigen Betrachtungen wurde angenommen, es herrsche Windstille.

Nun ist aber die Mindestgeschwindigkeit der Verkehrsflugzeuge nicht dadurch bedingt, daß sie entsprechend schneller sein müssen als die alten Verkehrsmittel zu Lande und zu Wasser, die sie ergänzen oder überbieten sollen, sondern auch sehr wesentlich durch die Windstärken und deren Häufigkeit, die auf den Luftwegen herrschen, auf denen sie fliegen sollen.

Kennt man aus Windmessungen, wie sie z. B. vom Preußischen Aeronautischen Observatorium in Lindenberg (Kr. Beeskow) in verschiedenen Höhen täglich ausgeführt werden, die Windstärken



und deren Häufigkeit in den verschiedenen Höhen für eine Luftlinie, so kann man die erforderliche Mindestgeschwindigkeit des Flugzeuges bestimmen, bei der es noch mit genügender Reisegeschwindigkeit sein Ziel erreichen kann.

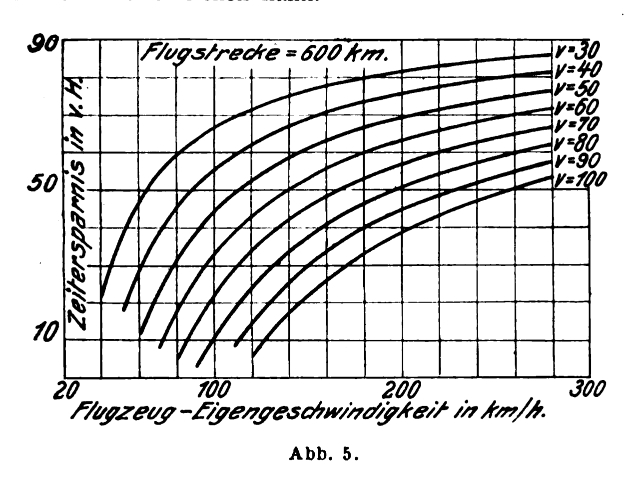


Abb. 5.

Für Deutschland z. B. können wir aus Zahlentafel I ersehen, wie oft etwa im Mittel im Jahre die verschieden starken Winde in den verschiedenen Höhen herrschen[9]).

Zahlentafel I. Jahresmittel der Windstärkenhäufigkeiten in verschiedenen Höhen.

Windstärke W m/s	Windhäufigkeit für die Höhen in km 0,1 vH	0,5 vH	1,0 vH	1,5 vH	2,0 vH	2,5 vH	3,0 vH	3,5 vH	4,0 vH
Windstille	5,5	2,9	2,0	3,3	3,7	3,8	4,3	3,6	3,2
0—2	15,9	8,8	9,0	9,3	8,1	7,5	6,1	6,0	4,8
2—5	44,2	19,4	18,3	16,8	12,1	9,4	8,3	7,2	4,8
5—10	31,6	37,0	33,6	28,4	26,5	20,4	18,0	14,1	11,0
10—15	2,6	18,7	22,5	27,4	32,0	34,3	30,9	26,8	21,2
über 15	0,2	13,2	14,6	14,8	17,6	24,6	32,4	42,3	55,0

In 2000 m Höhe z. B. weht an 32 von 100 Tagen ein steifer bis starker Wind von 10 bis 15 m/s oder 36 bis 54 km/h. Stürmische Winde von mehr als 15 m/s oder mehr als 54 km/h kommen in 2000 m Höhe etwa an 17,6 von 100 Tagen vor. An 26,5 von 100 Tagen dagegen herrschen in 2000 m Höhe frische Winde von 5 bis 10 m/s oder 18 bis 36 km/h[10]).

Im allgemeinen berücksichtigen die Luftverkehrsgesellschaften den Einfluß des Windes auf die Reisegeschwindigkeit des Flugzeuges im Mittel in Anlehnung an die Arbeit von E. Everling, »Der Einfluß des Windes im Luftverkehr«[9]) dadurch, daß sie von der Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges unter Berücksichtigung dessen, daß die Motoren im Reisefluge etwas gedrosselt werden zwecks Erlangung der mittleren Reisegeschwindigkeit etwa 15 vH abziehen. Ist die Höchstgeschwindigkeit eines Flugzeuges etwa 140 km/h,

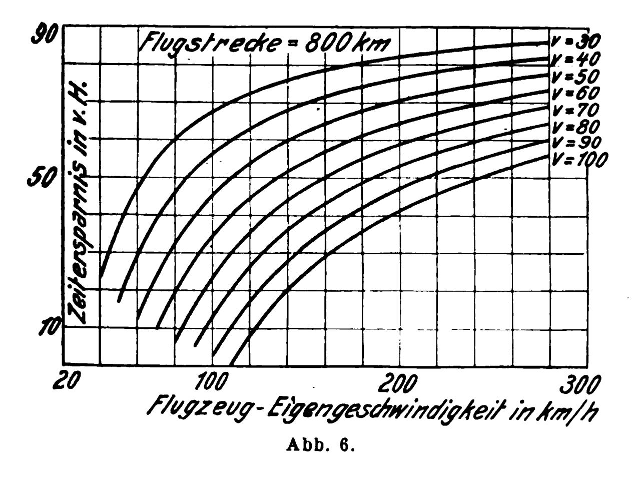


Abb. 6.

dann setzen sie die Reisegeschwindigkeit im Mittel mit etwa 120 km/h an.

Für die Bestimmung des größten erforderlichen Tragvermögens des Flugzeuges sowie seiner Höchstgeschwindigkeit und des Fassungsvermögens seiner Betriebsstoffbehälter müssen wir dagegen für eine bestimmte Flugstrecke den voraussichtlich zu erwartenden größten Gegenwind annehmen, der im Mittel auf dem ganzen Hin- oder Rückfluge an den Tagen herrscht, an denen noch geflogen werden soll.

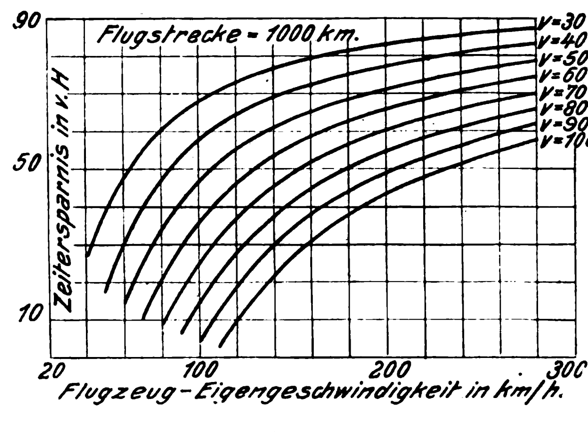


Abb. 7.

Nehmen wir z. B. an, daß das Flugzeug bei einem starken Gegenwinde von 50 km/h noch mit 120 km/h gegenüber der Erde fliegen soll, so muß es bekanntlich mit einer Eigengeschwindigkeit von 170 km/h ausgerüstet sein.

Allgemein kann man den Einfluß des Gegenwindes auf die erforderliche Flugzeugeigengeschwindigkeit vermittelst der obigen bei Windstille bestehenden Formel für die Grenzzonen dadurch zum Ausdruck bringen, daß man in diese Formel:

$$S = t\,\frac{V \cdot v}{V - v}$$

für die Eigengeschwindigkeit V des Flugzeuges seine Relativgeschwindigkeit w gegenüber der Erde einsetzt. Es wird also:

$$S = t\,\frac{w \cdot v}{w - v}.$$

Ist die Gegenwindgeschwindigkeit W, dann ist die Relativgeschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der Erde: $w = V - W$.

Setzen wir diesen Wert in die obige Formel für die Grenzentfernung S ein, dann wird:

$$S = t\,\frac{v \cdot V - v \cdot W}{V - (v + W)}.$$

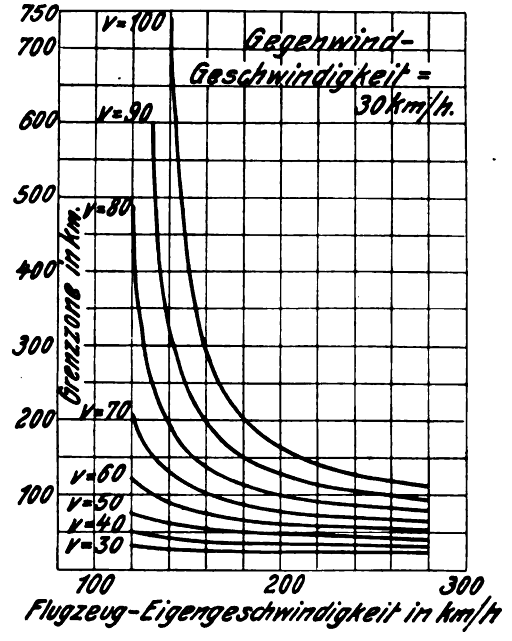


Abb. 8.

In diese Formel setzen wir bei $t = {}^2/_3$ h und der Gegenwindgeschwindigkeit $W = 30$ km/h der Reihe nach für die Flugzeugeigengeschwindigkeit V die Werte: 120, 130, 140, 160, 180, 200, 220, 240, 260 und 280 km/h und für die Geschwindigkeit des Fahrzeuges auf der Erde $v = 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90$ und 100 km/h ein.

Die sich so ergebenden Werte für die Grenzstrecken S sind dann in Abhängigkeit von der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges V im Schaubild Abb. 8 eingetragen worden. In derselben Weise ist das Schaubild Abb. 9 für die Gegenwindgeschwindigkeit $W = 50$ km/h und das Schaubild Abb. 10 für die Gegenwindgeschwindigkeit $W = 70$ km/h entstanden.

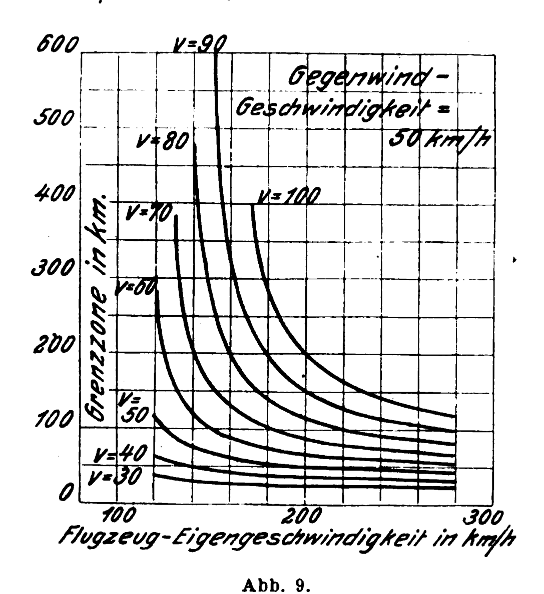


Abb. 9.

Aus den Schaubildern 8 bis 10 geht hervor, daß die Grenzzonen mit wachsendem Gegenwinde größer werden. Damit wird der Zeitgewinn mit wachsendem Gegenwinde kleiner.

Diese Verringerung des Zeitgewinnes in vH bei wachsendem Gegenwind kann man sich auch vermittelst der Schaubilder Abb. 2 bis 7 klar machen. Man hat in ihnen nur an Stelle der Flugzeugeigengeschwindigkeit V jedesmal die Relativgeschwindigkeit des Flugzeuges w gegenüber der Erde abzulesen, also an Stelle von V den Wert $w = V - W$ zu setzen.

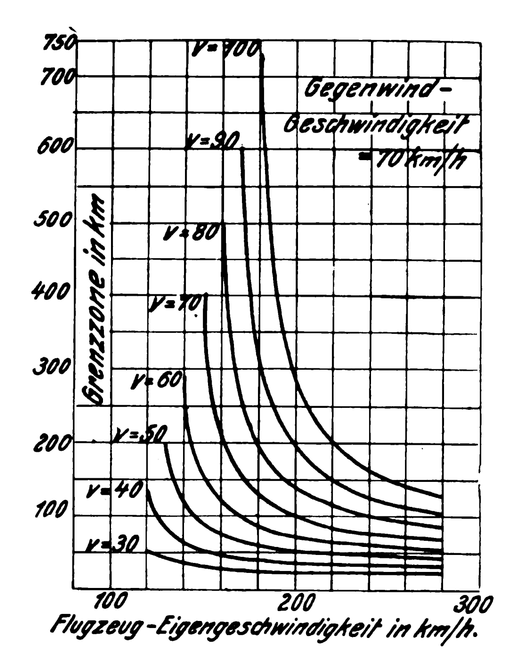


Abb. 10.

Haben wir also ein Flugzeug, das mit einer Eigengeschwindigkeit $V = 170$ km/h bei einem Gegenwinde von $W = 30$ km/h über eine Strecke von 200 km fliegt, so finden wir den Zeitgewinn in vH gegenüber einem Automobil, das mit $v = 50$ km/h über diese Strecke fährt, wenn wir in Abb. 2 den Zeitgewinn in vH über $w = 170 - 30 = 140$ km ablesen. Er beträgt 47,3 vH, während er bei Windstille bei 170 km/h mit etwa 53,8 vH abzulesen wäre.

Aus obigem geht hervor, daß es nicht genügt, daß ein Flugzeug nur schneller ist als das betreffende Verkehrsmittel, das es ergänzen oder überbieten soll, sondern daß die Größe, um die es schneller sein muß, einmal von der Länge der Strecke, und dann auch von der Stärke des Gegenwindes abhängt, der zu erwarten ist.

Nun gibt es aber auch Fälle, wo das Flugzeug gar nicht wesentlich schneller gegenüber der Erde als die alten Verkehrsmittel zu sein braucht, da diese zu der Zeit, wo das Flugzeug fliegt, nicht fahren, so daß zur Beurteilung des Zeitgewinnes nicht nur die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges, sondern auch die Wartezeit bis zur nächsten Abfahrt eines der alten Verkehrsmittel in Frage kommt. Ja, es gibt Fälle, wo die alten Verkehrsmittel wegen Mangel von Eisenbahnschienen, Autofahrstraßen und Wasserwegen überhaupt nicht in Frage kommen. Dann kommt es darauf an, dem Flugzeuge eine Eigengeschwindigkeit zu geben, die es ihm gestattet, bei den vorkommenden Gegenwinden noch eine ausreichende Geschwindigkeit gegenüber der Erde zu erlangen.

Es wird daher bis auf weiteres genügen, wenn wir Flugzeuge mit Eigengeschwindigkeiten von etwa 140 bis 210 km/h haben. So wünschenswert es wäre, auch noch Flugzeugeigengeschwindigkeiten zu erzielen, die wesentlich über 210 km/h liegen, so werden wir doch bis auf weiteres darauf verzichten müssen, weil für sie die Wirtschaftlichkeit noch zu gering ist, da diese Geschwindigkeiten nur mit geringen Leistungsbelastungen, also sehr starken Motoren und bei großen Landegeschwindigkeiten erreicht werden können, die zu starke Beanspruchungen und Abnutzungen der Flugzeuge und ihrer Kraftanlagen hervorrufen.

Zum Beispiel bei einem Sturme von 70 km/h, der dem Flugzeuge entgegenweht, das eine größte Eigengeschwindigkeit von 140 km/h hat, kann dasselbe bei etwas gedrosseltem Motor mit einer Eigengeschwindigkeit von 130 km/h und damit einer Relativgeschwindigkeit von 60 km/h auf einer Strecke von 200 km gegenüber einem alten Verkehrsmittel von 40 km/h Reisegeschwindigkeit noch einen Zeitgewinn von etwa 19,8 vH erzielen, während ein Flugzeug, das eine größte Eigengeschwindigkeit von 210 km/h hat und bei etwas gedrosseltem Motor mit 200 km/h Eigengeschwindigkeit fliegt, bei einem entgegenwehenden Sturme von 70 km/h noch gegenüber einem Schnellzuge von 80 km/h mittlerer Reisegeschwindigkeit auf einer Strecke von 200 km einen Zeitgewinn von etwa 11,6 vH erzielen kann (vgl. Abb. 2).

Erforderliche Reichweiten (Aktionsradien).

So wie wir heute Haupteisenbahn- und Hauptseedampferlinien haben, die die wichtigsten Orte auf dem Festlande oder über See verbinden, während diese Orte wieder mit anderen, weniger wichtigen durch Nebenlinien verbunden sind, so sind auch Luftlinien nötig, die beispielsweise die wichtigsten Städte verschiedener Erdteile und die Hauptstädte verschiedener Länder oder die wichtigsten Städte eines Landes verbinden. Kürzere Linien wieder müssen diese Orte mit anderen, weniger wichtigen verbinden, die auch als Zubringelinien für die großen internationalen Luftlinien dienen[11]).

Die zurzeit in Deutschland bestehenden Luftlinien haben Reichweiten von etwa 96 km (Hamburg-Bremen) bis zu etwa 315 km (Berlin-Bremen). Doch wird es sich bei der weiteren Entwicklung des Luftverkehrs als nötig herausstellen, Linien, wie z. B. Berlin-Wien (520 km), Berlin-Riga (840 km), Berlin-Stockholm (800 km), Berlin-Paris (875 km), Berlin-London (925 km) usw. ohne Zwischenlandung zu durchfliegen. Dazu sind Reichweiten von 520 bis 925 km nötig. Für die Nebenlinien werden dann Reichweiten von 200 bis 400 km genügen.

Mit verhältnismäßig geringen Flugzeugeigengeschwindigkeiten wird man leicht eine wesentliche Beschleunigung des Reiseverkehrs über Seen und Meere mit dem Flugzeuge erzielen können. Doch ist zu bedenken, daß man mit einem Flugzeuge von gegebener Motorleistung für eine bestimmte Reisegeschwindigkeit um so weniger Nutzlast befördern kann, je größer die Reichweite des Flugzeuges ist, weil das Gewicht des Brennstoffes größer wird und einen Teil der Nutzlast beansprucht[12]).

Für Flugzeuge, die über den Kontinenten fliegen, lassen sich in beliebiger Entfernung Landungs- und Notlandungsplätze anlegen, sodaß für sie die erforderlichen Reichweiten in erster Linie durch die Bedürfnisse des Verkehrs bestimmt werden. Jedenfalls kann man bei Luftlinien auf den Kontinenten mit Flugzeugen mit viel geringeren Reichweiten auskommen als über See. Denn über See ist es nicht möglich, in beliebigen Entfernungen Landungsplätze zur Aufnahme neuer Reisender und Betriebsstoffe anzulegen. Vielmehr ist man gezwungen sich bei der Anlage von Landungsplätzen an die Küsten der Kontinente und Inseln anzulehnen. Um das zu können, wird man mit diesen Flugzeugen nicht immer die kürzeste Luftlinie fliegen können. Aber trotz größerer Umwege über Inseln, Landengen und Landzungen wird man mit verhältnismäßig geringer Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges immer noch wesentlich schneller einen Ort erreichen können, als man es mit dem direkt fahrenden

Überseedampfer vermag, da dieser heute im günstigsten Falle nicht viel über 40 km/h mittlere Reisegeschwindigkeit erreicht.

So könnte man bereits heute einen Luftverkehr mit Flugzeugen beispielsweise zwischen Hamburg und New York betreiben. Und zwar würde man die ganze Strecke bei nicht zu ungünstigen Winden in noch nicht ganz 48 h zurücklegen können. Dabei würde man, um nicht zu große Reichweiten für die Flugzeuge zu bekommen, die Linie Hamburg- Lausanne(Schweiz, 775 km) -Madrid (1120 km) -Lissabon (532 km) -Flores (Azoren, 1940 km) -Neufundland (1980 km) -New York (1860 km) wählen können. Denn so hätte man die größte Strecke ohne Zwischenlandung über See zwischen Flores (Azoren) und Neufundland von etwa 1980 km, die man bei dem heutigen Stande der Flugtechnik bereits mit Flugzeugen wirtschaftlich genug überfliegen kann. Die Gesamtstrecke beträgt also ungefähr 8207 km, so daß für eine Flugzeit von 48 h eine mittlere Reisegeschwindigkeit von etwa 171 km/h erforderlich wäre. Diese ist bei nicht zu ungünstigen Winden heute bereits möglich.

Wenn es erst gelungen sein wird, das Flugzeug und seine Kraftanlage so weit zu entwickeln, daß Strecken bis zu etwa 4000 km ohne Zwischenlandung mit einer Geschwindigkeit gegenüber der Erde von mindestens 130 km/h und einer ausreichenden Nutzlast durchflogen werden können, dann wird es möglich sein, unter Benutzung der See in der Nähe der Küsten der Inseln als Zwischenlandungsplätze, alle Meere der Erde mit dem Flugzeuge zu überfliegen und damit alle Punkte der Erde mit dem Flugzeuge schnell und sicher zu erreichen. Dann wird man sagen können, daß man das Luftmeer auf der Erde mit dem Flugzeug beherrscht.

Zahl der Reisenden.

So wie sich ein Bedürfnis nach einsitzigen Automobilen und Motorrädern nicht nur für Sportzwecke, sondern auch rein für den Verkehr herausgebildet hat, so sind auch einsitzige Verkehrsflugzeuge nötig. Im allgemeinen werden jedoch zwei- und mehrsitzige Verkehrsflugzeuge gebraucht, bei denen bis zu 30 und mehr Reisende auf einmal Platz haben[11]).

Erforderliche Leistungen der Kraftmaschinen.

Um die im vorhergehenden geschilderten nötigen Anforderungen an die Leistungen der Verkehrsflugzeuge immer besser und vollkommener erfüllen zu können, ist es aber nicht nur nötig, an der Weiterentwicklung der Flugzeuge zu arbeiten, sondern mindestens ebenso an der ihrer Kraftanlagen.

Die Kraftmaschine, durch die der Kraftflug im Gegensatz zum Gleit- und Segelflug erst möglich würde, ist bekanntlich der Kolbenverbrennungsmotor. Er trägt durch die Verbesserungen, die er während des Krieges erfahren hat, sehr wesentlich dazu bei, daß wir vermittelst des Verkehrsflugzeuges das Reisen heute bereits wesentlich beschleunigen können.

Allerdings wird auch die Dampfturbine besonders für größere Flugzeuge eine vorteilhafte Kraftmaschine werden, die manche Vorteile gegenüber der Kolbenverbrennungsmaschine bietet. Jedoch

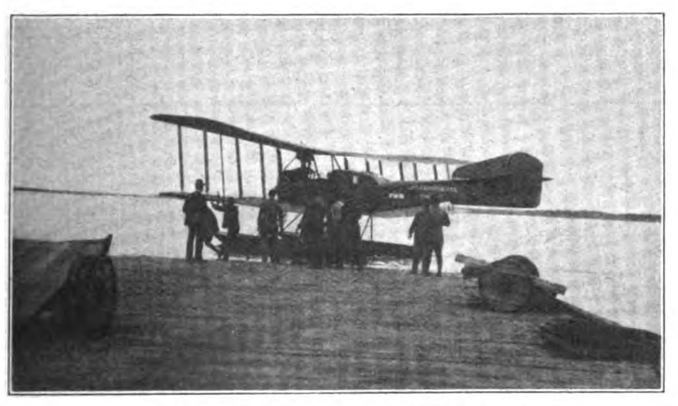


Abb. 11. L. F. G. See-Verkehrs-Flugzeug.

ist sie bisher in der Praxis noch nicht genug durchgearbeitet und ausprobiert worden, so daß noch einige Jahre vergehen werden, bis sie alle Kinderkrankheiten überstanden hat und betriebssicher genug sein wird[13]).

Auf die Gasturbine zum Antrieb von Flugzeugen wird man solange warten müssen, bis es den Metallhüttenleuten gelungen sein wird, Metalle herzustellen, die bei wesentlich höheren Temperaturen als unsere heutigen Metalle noch hinreichend fest sind[14]).

Darum soll in folgendem nur von den Kolbenverbrennungsmotoren als Kraftmaschinen für den Antrieb von Verkehrsflugzeugen gesprochen werden. Denn sie werden noch mindestens für die nächsten Jahre für sie allein als Kraftmaschinen in Frage kommen.

Sehr wichtig ist es nun für den Verkehrsflugzeugmotorenfabrikanten, zu wissen, in welchen Stärken die Motoren für Verkehrsflugzeuge in absehbarer Zeit gebraucht werden. Zwecks Beantwortung dieser Frage ist es vorteilhaft, unter Berücksichtigung des heutigen Standes der Flugzeug- und Flugmotorenwissenschaft und -technik die Hauptdaten einiger Projekte von Verkehrsflugzeugen

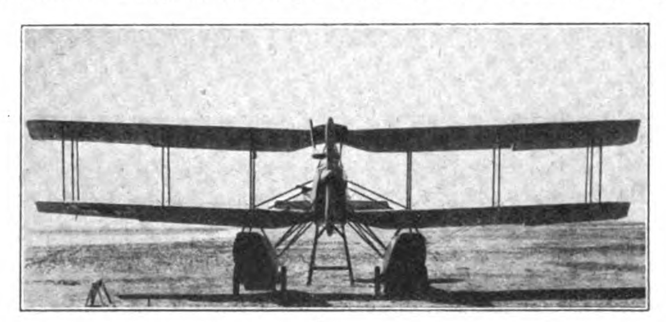


Abb. 12. See-Verkehrs-Flugzeug des Flugzeugbaus Friedrichshafen G. m. b. H.

und einiger moderner ausgeführter Verkehrsflugzeuge zusammenzustellen, wie sie voraussichtlich heute und in den nächsten Jahren gebraucht werden.

Zu dieser Zusammenstellung in Zahlentafel II sei kurz folgendes gesagt:

Die aufgeführten Daten der ausgeführten Verkehrsflugzeuge verdanken wir, soweit sie nicht der Literatur entnommen oder mit Fragezeichen versehen sind, den Firmen, die sie konstruiert und gebaut haben.

Die Daten der von uns projektierten Verkehrsflugzeuge wurden auf Grund von Berechnungen an Hand von Projektionsskizzen ermittelt. Die Leergewichte wurden, soweit uns keine Vergleichszahlen ähnlicher ausgeführter Flugzeuge zur Verfügung standen, wie z. B. besonders bei den sehr großen Flugzeugprojekten Nr. 25 und 26 der Zahlentafel, auf Grund von angenäherten Festigkeitsrechnungen bestimmt. Bei allen angenäherten Berechnungen haben wir uns eifrig bemüht, die Annahmen so zu wählen, daß bei genau durchkonstruierten und durchgerechneten Flugzeugen die Ergebnisse günstiger werden, als wir sie in den Zahlentafeln angeführt haben. Denn es lag uns daran, möglichst keine zu günstigen Daten anzugeben, damit bei der wirklichen Ausführung keine unliebsamen Überraschungen möglich sind.

Die Bestimmung der Höchstgeschwindigkeiten wurde von uns nach Festsetzung der Hauptabmessungen und Gewichte, sowie Berechnung des schädlichen Widerstandsbeiwertes der Flugzeuge unter Annahme einer resultierenden Flügelpolare, wie sie bei der Rippe Nr. 426 der »Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen« angegeben ist[16]), vermittelst des Rechenblattes von E. Everling vorgenommen[17]). Daß es möglich ist, dieser Polare bei freitragenden Flügeln zum mindesten sehr nahe zu kommen, wenn nicht sie an Güte zu überbieten, kann man einsehen, wenn wir hinzufügen, daß wir uns die Flügel aus fünf verschieden dicken Rippen, nämlich in der Mitte am Rumpf entsprechend Profil Nr. 420, dann nach außen zu nach Profil Nr. 425, Nr. 426, Nr. 436, und ganz außen nach Nr. 428 der »Ergebnisse«[16]) zusammengesetzt denken.

Da dem Rechenblatt von E. Everling ein Wirkungsgrad des Propellers von 0,67 zugrunde gelegt ist, haben wir die in dasselbe einzuführende Leistungsbelastung auf den bei einem Übersetzungsgetriebe für die Luftschraube noch gut erreichbaren Wirkungsgrad von 0,75 umgerechnet.

Ferner war es nötig, die Polare, die in den »Ergebnissen« für die Rippe Nr. 426 auf ein Seitenverhältnis 1 : 5 bezogen ist, auf das bei unseren Projekten verwirklichte Seitenverhältnis von etwa 1 : 7,7 umzurechnen.

Bei den Flugzeugprojekten wurden die Hauptdaten über Verkehrsflugzeugmotoren benutzt, die wir in den Zahlentafeln III und IV zusammengestellt haben. Sie stellen Werte dar, die bei dem heutigen Stande der Wissenschaft und Technik gut erreicht werden können. Ohne auf Einzelheiten näher einzugehen, möchten wir diese Behauptung kurz dadurch glaubhaft machen, daß wir darauf verweisen, daß sich z. B. die Daten des in der Zahlentafel III unter Nr. 9 aufgeführten Motors sehr eng denen nähern, die unter den besten deutschen Verkehrsflugzeugmotoren, z. B. der 185 PS-Motor der Bayerischen Motoren-Werke, A.-G., in München hat.

Von den in Zahlentafel IV aufgeführten luftgekühlten, sternförmigen Standmotoren sind die unter Nr. 4a bis 6a angegebenen

Zahlentafel II. Hauptdaten einiger gebauter und

I.	II.	III.	IV.	V.	VI.	VII.	VIII.	IX.	X.	XI.	XII.	XIII.	XIV.	XV.
				Motor			Anzahl der			Geschwindigk.			Flugstrecke bei	
Lfd. Nr.	Bezeichnung	Abbildung Nr.	Nr. in Zahlentafel III u. IV des Motors	Leistung in PS	Anzahl	Gesamtleistung in PS	Reisenden	Besatzung	Reisenden u. Besatzung	Größte Geschwindigkeit in km/h	Norm. Reisegeschwindigk. in km/h	Betr. Stoffbehälter für h	Norm. Reisegeschwd. in km	Gegenwind von 50 km/h in km
1	o Einsitzer	23	2	33	1	33	1	—	1	160	136	2	285	210
1a	o Einsitzer	—	2a	33	1	33	1	—	1	160	136	2	285	210
2	o Einsitzer	—	1	20	2	40	1	—	1	160	136	2	285	210
2a	o Einsitzer	—	1a	20	2	40	1	—	1	160	136	2	285	210
3	o Zweisitzer	—	4	60	1	60	1	1	2	160	136	2	285	210
3a	o Zweisitzer	—	4a	60	1	60	1	1	2	160	136	2	285	210
5	o Dreisitzer	—	5	81	1	81	2	1	3	160	136	2,5	355	260
5a	o Dreisitzer	—	5a	81	1	81	2	1	3	160	136	2,5	355	260
6	o Dreisitzer	—	3	44	2	88	2	1	3	160	136	2,5	355	260
6a	o Dreisitzer	—	3a	44	2	88	2	1	3	160	136	2,5	355	260
7	o Viersitzer	—	6	108	1	108	3	1	4	160	136	2,5	355	260
7a	o Viersitzer	—	6a	108	1	108	3	1	4	160	136	2,5	355	260
9	o Dreisitzer	24	7	135	1	135	2	1	3	200	170	3,5	625	500
10	Rumpler-Limousine	17	(8)	160	1	160	2	1	3	160	130	4	550	420
11	Junkers-Landflugzeug	—	(9)	185	1	185	5	1	6	180	160	6 (8)	1010	740
12	Junkers-Seeflugzeug	20	(9)	185	1	185	4	1	5	165 ?	145	3,5 (8)	535	380
13	L. F. G. Flugboot	14	(9)	185	1	185	2	1	3	170 ?	150	3,9	615	445
14	Do. C III. Landflugzeug	29	(9)	185	1	185	5 (6)	1	6 (7)	170	130	4	545	455
15	Do. Cs. II Flugboot	13	(9)	185	1	185	5 (6)	1	6 (7)	150	120	3,5	440	330
16	L. F. G. 2 Schwimm.-Flg.	11	(10)	220	1	220	3	1	4	140	120	5	630	425
17	D. F. W. Limousine	18	(10)	220	1	220	3	1	4	172	150	4	630	465
18	Hawa-F 10 Landflugzeug	32	(10)	220	1	220	3 (4)	1 (2)	4 (6)	175	150	4	630	475
19	Sablatnig-Landflugzeug	22	(11)	260	1	260	5	2	7	175	150	3,5	550	415
20	o Sechssitzer-Landflugzeug	—	11	270	1	270	5 (4)	1 (2)	6	213	180	5,5	1040	850
21	o Sechssitzer-Seeflugzeug	25	11	270	1	270	4	2	6	175	150	5,0	790	600
22	o Achtsitzer-Landflugzeug	—	12	330	1	330	7 (6)	1 (2)	8	213	180	5,5	1040	850
23	Do. G I Landflugzeug 1920	15	(9)	185	2	370	8	2	10	180	150	4	630	495
24	Staakener R-Flugzeug	36	(11)	260	4	1 040	12 (18)	5 (7)	17 (25)	230 ?	200	5 (6)	1050	855
25	o Land-Großflugzeug	34	15	625	8	5 000	70	22	92	210	178	7	1310	1120
26	o See-Großflugzeug	35	18	1000	10	10 000	70	24	94	190	160	14	2350	1980

Die Gewichte der von uns projektierten o Flugzeuge wurden nur angenähert ermittelt, ebenso die schädlichen Widerstände und aerodynamischer Berechnung sorgfältig durchkonstruiert worden sind. Schließlich müßten noch mit den Modellen der endgültig zeich- um die Richtigkeit der aerodynamischen Berechnungen nachzuprüfen.

Zahlentafel III.

Einige Daten wassergekühlter Verkehrsflugzeug-Reihemotoren. (In Anlehnung an ausgeführte Flugzeug-Motoren.)

Lfd. Nr.	Erforderliche Leistung in PS	Differenz in vH der kleineren Leistung	Differenz mit der nächsten größeren Leistung in PS	Drehzahl des Motors u. Prop. ohne Getriebe n/min	Drehzahl des Prop. m. Getriebe n/min	Einheitsgewicht des Prop.-Getriebes kg/PS	Einheitsgewicht des Kühl. m. Wasser u. Armaturen kg/PS	Einheitsgewicht des Motors ohne Kühler m. Prp.-Nabe kg/PS	Einheitsgewicht des Motors ohne Getr. m. Kühl., Wasser u. Prop.-Nab. kg/PS	Einheitsgewicht des Motors m. Getr., Kühler, Wass. u. Prop.-Nabe kg/PS	Benzin u. Ölverbrauch in kg/PS h	Mögl. Zylinderanzahl	Leistg. pro Zylinder in PS	Gew. d. Motors o. Getr. m. Kühl., Wasser u. Propellernabe in kg	Gew. d. Motors mit Getr., Kühler, Wasser u. Propellernabe kg
1	18—20	11	—	1700	850	0,19	0,235	2,00	2,235	2,425	0,29	4	5	40,2	43,6
2	30—33	10	12	1650	825	0,18	0,235	1,90	2,135	2,315	0,28	4	8,3	64	69,4
3	40—44	10	10	1600	800	0,18	0,234	1,80	2,034	2,214	0,27	4	11	81,4	88,5
4	55—60	9,1	15	1550	775	0,18	0,234	1,70	1,934	2,114	0,26	4	15	106,5	116
5	75—81	8	20	1500	750	0,17	0,233	1,70	1,933	2,103	0,25	4	20,5	145	158
6	100—108	8	25	1500	750	0,17	0,233	1,60	1,833	2,003	0,24	6	18	183,3	200,3
7	125—135	8	25	1500	750	0,17	0,232	1,60	1,832	2,002	0,23	6	22,5	229,5	250
8	150—160	6,66	25	1500	750	0,16	0,231	1,55	1,781	1,941	0,22	6	26,7	267,5	292
9	180—190	5,55	30	1500	750	0,16	0,23	1,55	1,78	1,94	0,21	6	31,7	320,5	349,5
10	215—225	4,65	35	1500	750	0,16	0,23	1,50	1,73	1,89	0,21	6	37,5	372	406
11	260—270	3,85	45	1500	750	0,15	0,23	1,50	1,73	1,88	0,21	6	45	450	489
12	320—330	3,12	60	1500	750	0,15	0,23	1,45	1,68	1,83	0,21	6	55	538	585
13	400—412	3	80	1800	900	0,14	0,23	1,35	1,58	1,72	0,21	12	34,4	633	688
14	500—515	3	100	1800	900	0,14	0,23	1,35	1,58	1,72	0,20	12	43	790	860
15	610—625	2,46	110	1800	900	0,14	0,23	1,35	1,58	1,72	0,20	12	52	965	1050
16	725—741	2,[illegible]1	115	2000	1000	0,13	0,23	1,30	1,53	1,66	0,20	18	41	1110	1203
17	850—868	2,12	125	2000	1000	0,13	0,23	1,30	1,53	1,66	0,20	18	48	1300	1410
18	980—1000	2,04	130	2000	1000	0,13	0,23	1,30	1,53	1,66	0,20	18	55,5	1500	1660

Obige Werte sind den Flugzeug-Projekten zugrunde gelegt worden. Es ist zu hoffen, daß die Gewichte und Brennstoffverbrauche recht bald, auch bei größter Betriebssicherheit der Motoren, unterschritten werden. Die Leistungen und Brennstoffverbrauche beziehen sich auf Meereshöhe. Öl und Kühlwasser im Motor gehören zum Motorgewicht.

einiger projektierter deutscher Verkehrsflugzeuge.

XVI. Brennstoffverbrauch bei Vollleistung in $\frac{kg/PS}{h}$	XVII. Benzin und Öl in kg	XVIII. Besatzung in kg	XIX. Reisende und Gepäck und Post in kg	XX. Gesamtzuladung in kg	XXI. Flugzeug: leer kg	XXII. Flugzeug: voll kg	XXIII. Gesamtzuladung in vH des Vollgewichts	XXIV. Flügelfläche in m²	XXV. Flügelflächenbelastung in kg/m²	XXVI. Leistungsbelastung in kg/PS	XXVII. PS pro Reisenden	XXVIII. PS pro Reisenden- u. Besatzung	XXIX. Spannweite m	XXX. Mittlere Flügeltiefe m	XXXI. Spannweite / mittl. Flügeltiefe $\frac{b}{t}$
0,28	19	—	85	104	217	321	32	8,0	40	9,7	33	—	8,25	1,07	7,7
0,31	21	—	85	106	204	310	34	7,8	40	9,3	33	—	8,06	1,05	7,7
0,29	23	—	85	168	232	340	32	8,5	40	8,7	40	—	8,55	1,11	7,7
0,33	27	—	85	112	218	330	34	8,3	40	8,4	40	—	8,40	1,09	7,7
0,26	31	75	95	201	359	560	36	14,0	40	9,3	60	30	10,7	1,39	7,7
0,28	34	75	95	204	330	534	38	13,4	40	8,9	60	30	10,6	1,37	7,7
0,25	51	75	190	316	469	785	40	19,6	40	9,7	41	27	12,7	1,65	7,7
0,27	55	75	190	320	441	761	42	19,0	40	9,5	41	27	12,6	1,63	7,7
0,27	60	75	190	325	400	825	39	20,6	40	9,4	44	29	13,0	1,69	7,7
0,29	64	75	190	329	477	806	41	20,2	40	9,2	44	29	12,9	1,68	7,7
0,24	64	75	270	409	641	1 050	39	26,2	40	9,7	36	27	15,0	1,95	7,7
0,27	73	75	270	418	610	1 028	41	25,7	40	9,5	36	27	14,8	1,93	7,7
0,23	110	75	180	365	690	1 055	35	17,6	60	7,8	68	45	12,1	1,56	7,7
0,252	168	75	267	510	823	1 333	38	36	37	8,3	80	53	12,2	—	—
0,21	233	75	442	750	1 050	1 800	42	39,5	45,5	9,7	37	31	18	2,35	7,66
0,21	136	75	329	540	1 260	1 800	30	39,5	45,5	9,7	46	37	18	2,35	7,66
0,21	152	75	213	440	1 200	1 640	27	—	—	8,9	93	62	14,0	—	—
0,21	156	75	369	600	1 250	1 850	33	47	39	10,0	37	31	17,0	3,0	5,7
0,21	136	75	389	600	1 450	2 050	29	47	44	11,0	37	31	17,0	3,0	5,7
0,235	261	75	296	632	1 500	2 132	30	71	30	9,7	73	55	17,3	—	—
0,239	210	75	215	500	1 050	1 550	32	38	41	7,1	73	55	13,6	—	—
0,239	210	75	235	520	1 600	2 120	25	45	47	9,6	73	55	11,6	—	—
0,232	212	150	488	850	1 400	2 250	38	45	50	8,7	52	37	16,0	2,8	5,7
0,21	312	75	450	837	1 303	2 140	39	33	65	7,9	54	45	17,0	2,2	7,7
0,21	288	75	450	813	1 717	2 530	32	46	55	9,4	54	45	19,5	2,54	7,7
0,21	380	75	630	1 085	1 575	2 660	41	38	70	8,1	47	41	18,0	2,35	7,7
0,21	310	150	640	1 100	2 350	3 450	32	80	43	9,4	46	37	21,0	4,0	5,3
0,21	1 090	375	963	2 428	6 072	8 500	29	106	80	8,2	87	61	31,0	3,4	9,1
0,20	6 650	1 980	8 750	17 380	35 120	52 500	33	525	100	10,5	72	54	68,0	8,8	7,7
0,20	25 400	2 150	8 750	36 300	83 700	120 000	30	1 600	75	12,0	143	107	115,0	15,0	7,7

damit die Geschwindigkeiten. Denn sie können genau erst ermittelt werden, nachdem die Flugzeuge bei eingehender statischer und nerisch festgelegten Flugzeuge in der »Aerodynamischen Versuchsanstalt« in Göttingen Messungen im Luftstrome vorgenommen werden, An den Motoren wurden Propeller-Getriebe angenommen (vgl. Zahlentafeln III und IV).

Daten denen der von Siemens & Halske, A.-G., in Siemensstadt bei Berlin konstruierten und gebauten außerordentlich betriebssicher und wirtschaftlich arbeitenden Motoren angelehnt.

Wenn wir besonders bei den stärkeren Motoren der Zahlentafel III ein etwas höheres Einheitsgewicht angegeben haben, als es bei den meisten ausländischen Motoren angegeben wird, so geschah es darum, weil erfahrungsgemäß die meisten ausländischen Motoren zwar geringere Gewichte haben als im Durchschnitt die gleich starken deutschen wassergekühlten Motoren, aber dafür auch bei weitem nicht die Betriebssicherheit und Lebensdauer der deutschen Motoren erreichen.

Trotzdem sind wir der Meinung, daß es möglich sein wird, auch die deutschen Verkehrsflugzeugmotoren bei ihrer Weiterentwicklung trotz Erhöhung der Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit noch leichter zu bauen.

Wir möchten noch besonders darauf hinweisen, daß die Abstufung der Motorleistung lediglich für Verkehrsflugzeuge berechnet ist. Für reine Sportflugzeuge kämen auch noch kleinere als 18-pferdige Motoren in Frage[15]).

Zu unserem Flugzeugprojekt Nr. 26 der Zahlentafel II wollen wir noch kurz folgendes bemerken: Der transatlantische Luftverkehr ist bereits bei dem heutigen Stande der Flugwissenschaft und -technik mit Flugzeugen möglich, denn:

a) Wir brauchen nicht die von A. v. Parseval vorgeschlagene Strecke von 3170 km zwischen Flores (Azoren) und Belfast (Maine) zu fliegen, sondern können die nur 1980 km lange Linie zwischen

Zahlentafel IV.

Einige Daten sternförmiger, stehender, luftgekühlter Verkehrsflugzeug-Motoren. (In Anlehnung an ausgeführte Flugzeug-Motoren.)

Lfd. Nr.	Erforderliche Leistung in PS	Differenz in vH der kleineren Leistung	Differenz mit der nächsten größeren Leistung in PS	Drehzahl des Motors u. Prop. ohne Getriebe n/min	Drehzahl des Prop. mit Getriebe n/min	Einheitsgewicht des Prop.-Getriebes kg/PS	Einheitsgewicht des Motors ohne Getriebe m. Prop.-Nabe kg/PS	Einheitsgewicht des Motors mit Getriebe u. Prop.-Nabe kg/PS	Benzin und Öl-verbrauch in $\frac{kg/PS}{h}$	Mögl. Zylinderanzahl	Leistung pro Zylinder in PS	Gewicht des Motors ohne Getriebe mit Propeller-Nabe in kg	Gewicht des Motors mit Getriebe und Propeller-Nabe in kg
1 a	18—20	11	—	1700	850	0,19	1,95	2,14	0,33	3	6,7	35,1	38.5
2 a	30—33	10	12	1650	825	0,18	1,85	2,03	0,31	3	11,0	55,5	61,0
3 a	40—44	10	10	1600	800	0,18	1,80	1,98	0,29	5	8,8	72,0	79 2
4 a	55—60	9,1	15	1550	775	0,18	1,70	1,88	0,28	5	12,0	93,5	103 3
5 a	75—81	8	20	1500	750	0,17	1,65	1,82	0,27	7	11,6	124,0	136,6
6 a	100—108	8	25	1500	750	0,17	1,55	1,72	0,27	9	12,0	155,0	172,0

Obige Werte sind den Flugzeug-Projekten zugrunde gelegt. Es ist zu hoffen, daß die Gewichte und Brennstoffverbrauche recht bald auch bei größter Betriebssicherheit der Motoren unterschritten werden. Die Leistungen und Brennstoffverbrauche beziehen sich auf Meereshöhe. Das Öl im Motor gehört zum Motorgewicht.

Flores und Neufundland wählen. Auch die Strecken: Irland-Neufundland mit etwa 3060 km und Insel Rockall (westlich von Schottland) -Neufundland von etwa 2840 km kommen vorläufig nicht in Frage. (Die Entfernungen wurden auf dem Weltverkehrsglobus der Dampfschiffahrts-Gesellschaft Norddeutscher Lloyd, Bremen, hergestellt im Kart. Inst. von Paul Oestergaard, G. m. b. H., Berlin W 57, und der Nebenkarte 163—164 in Andrees Handatlas von 1907, Verlag von Velhagen & Klassing, Bielefeld und Leipzig, abgemessen.)

b) Auf Grund angenäherter Berechnungen an Hand unserer Projektskizze Nr. 35 eines 10000 PS-Überseeverkehrsflugzeuges und eines Vergleichs mit dem nach Rohrbachs Vorschlägen gebauten 1000-PS-Verkehrsflugzeuge der Zeppelin-Werke, G. m. b. H., in Staaken bei Berlin, das eine Gleitzahl von etwa 1 : 11,5 hat, kann man sehr große Überseeverkehrsflugzeuge trotz der schädlichen Widerstände der Schwimmer und ihrer Abstützungen gut mit einem Verhältnis $\frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}}$ von etwa 1 : 10 bauen und nicht von 1 : 8,



Abb. 13. Dornier-Cs II-Flug-Boot.

wie A. v. Parseval bei seinen Berechnungen annimmt[12]). Die Richtigkeit unserer Behauptung soll gelegentlich nach eingehender Durchkonstruktion und Durchrechnung unseres 10000-PS-Übersee-Verkehrsflugzeugprojektes durch Messungen an einem möglichst großen Modell dieses Flugzeuges im Windkanale der Aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen erhärtet werden.

c) Wenn auch die Leergewichte sehr großer Verkehrsflugzeuge im Verhältnis zum Gesamtgewichte ungünstiger sind als bei kleinen und mittelgroßen Flugzeugen, so sind sie doch auf Grund angenäherter Rechnungen bei unserem 10000-PS-Überseeverkehrsflugzeuge nicht so ungünstig, wie es nach Rohrbach zunächst scheint. Übrigens gibt ja Rohrbach nur Vergleichs- und keine absoluten Gewichte an[18]).

d) Besonders bei sehr großen Kraftanlagen, wie sie bei großen Überseeverkehrsflugzeugen in Frage kommen, lassen sich mit ver-

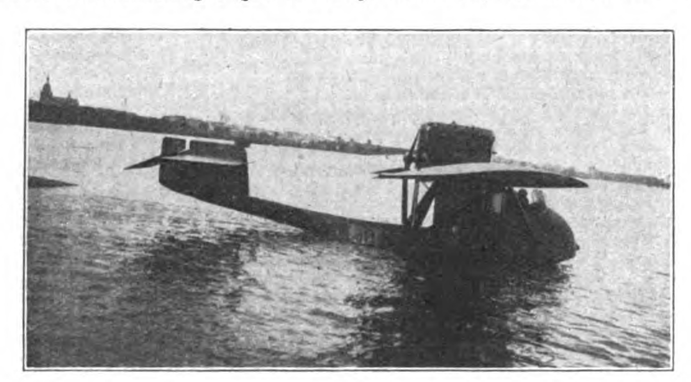


Abb. 14. L. F. G. Flug-Boot.

hältnismäßig geringem Gewichtsaufwand Vorkehrungen treffen, die bewirken, daß die Motoren auch bei gedrosseltem Fluge mit einem geringen Brennstoffverbrauch von etwa 0,200 kg/PS und h arbeiten[19]).

e) Infolge der günstigen Gleitzahlen sehr großer Verkehrsflugzeuge ist es möglich, sie noch wirtschaftlich genug mit einer größeren Reisegeschwindigkeit als 120 km/h fliegen zu lassen. Nehmen wir nur 120 km/h an, dann ist die erforderliche größte Flugdauer bei Windstille nur etwa 16,5 h und nicht, wie A. v. Parseval annimmt, 26,5 h.

Unser Flugzeug könnte bei einem mittleren Gegenwinde von 50 km/h noch mit einer Reisegeschwindigkeit von etwa 140 km/h fliegen, sodaß die Flugdauer für die Strecke Flores-Neufundland sogar nur etwa 14 h betrüge.

f) Die Reisenden können bei unserem Übersee-Verkehrsflugzeuge bequem und behaglich in geräumigen Einzelluxuskabinen im Flügel untergebracht werden und von den Fenstern der Schwimmerabstützungen aus bequem die sich im Fluge bietenden schönen Aussichten auf das Meer, die Inseln und die Küsten genießen. Dabei können sie aufs beste verpflegt und bei unsichtigem Wetter auf alle mögliche Weise unterhalten werden.

Voraussetzung für unser Projekt ist, daß die Windverhältnisse auf der Strecke: Lissabon-Flores-Neufundland-New York nicht besonders ungünstig sind.

Als Besatzung haben wir angenommen: 1 Kapitän, 2 Führer, 2 Orter, 2 × 5 Maschinisten, 2 Funker und 7 Mann für Bedienung der Reisenden und für die Küche.

Während zu Anfang des Fluges die Flügelbelastung etwa 75 kg/m² ist, beträgt sie nach 14 h bei der Landung infolge des Brennstoffverbrauches nur noch etwa 59 kg/m².

Zwecks Erhöhung der Betriebssicherheit sollen die Motoren entsprechend der durch den Brennstoffverbrauch eintretenden

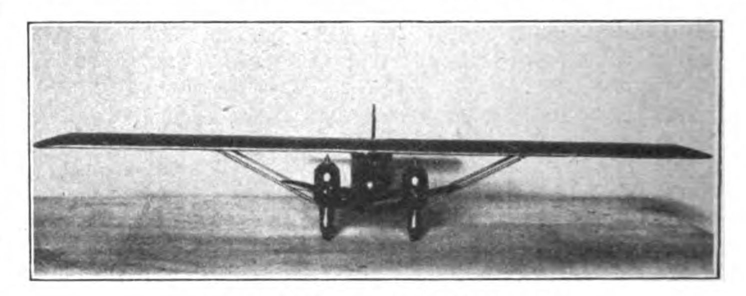


Abb. 15. Dornier-G I-Land-Flugzeug 1920.

Erleichterung des Flugzeuges während des Fluges laufend immer so weit gedrosselt werden, daß die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges angenähert gleich bleibt.

Das Flugzeug soll nur beschränkt seefähig sein, weil sich seine Kraftanlage so betriebssicher herstellen läßt, daß Notlandungen auf stürmischer See nicht nötig werden.

Höhenleistungen der Motoren.

Im allgemeinen wird es genügen, wenn Verkehrsflugzeuge über See in 500 m und über Land in 1000 m über der Erde fliegen. Sind mit einem Landflugzeuge größere Erhebungen zu überfliegen, dann wird es im allgemeinen ausreichen, wenn das Flugzeug in 500 bis 1000 m Höhe über dieselben hinwegfliegt. Nun nimmt mit der Höhe bekanntlich die Luftdichte und damit das Gewicht der pro Hub angesaugten Luftmenge und damit auch die Leistung des Motors ab. Darum sind an Verkehrsflugzeugmotoren für Flugzeuge, die Höhen über 2000 m aufsuchen müssen, Einrichtungen nötig, die es

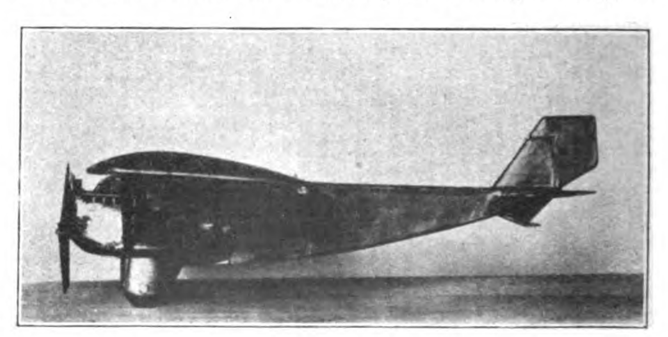


Abb. 16. Dornier-G I-Land-Flugzeug 1920.

ermöglichen, die Leistungen der Motoren in diesen Höhen angenähert konstant zu halten.

Bisher half man sich entweder dadurch, daß man die Zylinder der Motoren und ihre Kompression etwas größer ausführte, als es zur Erreichung der vorgeschriebenen Leistung auf der Erde erforderlich ist und den Motor in geringen Höhen drosselte, oder indem man die Luft in größeren Höhen vorverdichtete, ehe man sie den Zylindern zuführte. Ein anderer Vorschlag ist der, dem Motor in größeren Höhen mit der Luft noch künstlich Sauerstoff zuzuführen. Wenn auch mit diesen Mitteln bei Kriegsflugzeugen noch befriedigende Ergebnisse erzielt wurden, so sind sie doch für Friedensflugzeuge nur als Notbehelf zu betrachten. Betriebssicherer und wirtschaft-

licher und daher besonders für Friedensflugzeuge besser ist es, wenn man nach dem Vorschlage von Ed. Seppeler in geringen Höhen mit Benzol bei einer Verdichtung von etwa 1 : 5 und in größeren Höhen mit Tetralin bei einer Verdichtung von etwa 1 : 8 fliegt[20]).

Es wäre sehr zu begrüßen, wenn dieser Vorschlag von Seppeler recht bald in die Wirklichkeit übertragen und sich bewähren würde. Denn erst, wenn es ein absolut betriebssicheres und wirtschaftliches Mittel gibt, die Leistungen der Verkehrsflugzeugmotoren in allen Höhen angenähert konstant zu halten, wird es auch möglich sein, die Winde, die ja meistens in verschiedenen Höhen nicht nur verschieden stark sind, sondern auch verschiedene Richtungen haben, für die Friedensluftfahrt voll auszunutzen[21]).

Für die Ermittelung der Reichweiten der Flugzeuge in Zahlentafel II haben wir vorsichtshalber angenommen daß die Flugzeuge, auch wenn sie die Möglichkeit haben, weniger ungünstige Winde in verschiedenen Höhen aufzusuchen, im Mittel mit einem Gegenwinde von etwa 50 km/h zu rechnen haben.



Abb. 17. Rumpler-Luft-Limousine.

II. Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen hinsichtlich der Bequemlichkeit für die Reisenden.

Bequemes Ein- und Aussteigen.

Unerläßlich ist es, wenn sich das Flugzeug als Schnellverkehrsmittel in größerem Umfange einführen soll, daß für die Reisenden für alle nur irgend möglichen Bequemlichkeiten gesorgt wird. Darauf muß bereits beim Entwurf des Flugzeuges und seiner Kraftanlage sorgfältig geachtet werden.

Zunächst ist zu fordern, daß der Reisende in das Flugzeug mindestens ebenso bequem einsteigen kann wie in ein nach dieser Richtung besonders gut eingerichtetes modernes Automobil. Besonders die Verkehrsflugzeuge, die an Kriegsflugzeuge angelehnt sind, lassen in dieser Beziehung meist sehr viel zu wünschen übrig. Z. B. bei der 160 PS-Rumpler-Luftlimousine (Abb. 17) ist das Einsteigen nur vermittelst einer Trittleiter möglich, da man über den Oberholm des Rumpfes klettern muß. Die Deutschen Flugzeugwerke in Leipzig haben daher den Oberholm des Rumpfes bei ihrer 220-PS-Luftlimousine (Abb. 18 und 19) durchschnitten und die Tür tief heruntergezogen. Dadurch ist es möglich, vermittelst eines am unteren Holme des Rumpfes befestigten Trittes etwas bequemer einzusteigen. Noch ziemlich unbequem ist das Einsteigen bei dem 185-PS-Junkers-Zweischwimmerseeverkehrsflugzeuge, obwohl die Junkersschen Verkehrsflugzeuge sonst in vieler Beziehung vorbildlich sind (Abb. 20). Auch das Albatros-Verkehrsflufzeug L 57 (Abb. 21) erfordert eine Trittleiter, die im Flugzeuge mitgeführt werden muß.

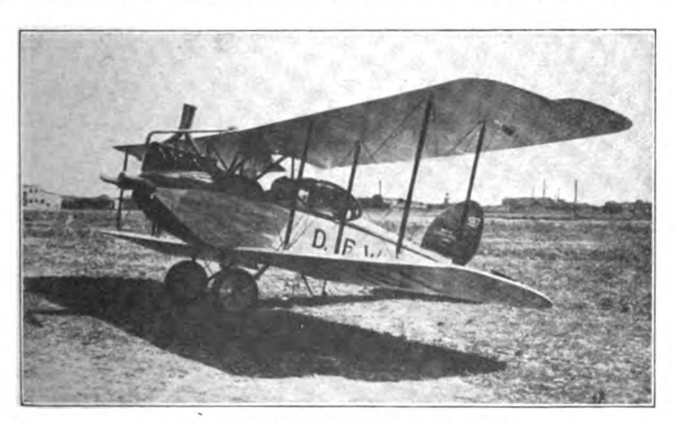


Abb. 18. D.F.W. Luft-Limousine.

Alle diese behelfsmäßigen Einrichtungen lassen sich bei kleinen und mittleren. Flugzeugen dadurch beseitigen, daß man den Flügel des Eindeckers über dem geschlossenen Rumpfe anordnet, sodaß er an ihm hängt. Die Türen, die zum Inneren der Kabine führen, müssen dann möglichst tief, soweit es die Festigkeit des Rumpfes gestattet, heruntergezogen werden.



Abb. 19. Kabinen-Tür der D.F.W. Luft-Limousine.

Richtet man das Fahrgestell nun so ein, daß beim Ein- und Aussteigen der Rumpf möglichst dicht über den Erdboden zu liegen kommt, dann kann man in das Flugzeug so bequem ein-, und aus ihm wieder heraussteigen, wie nur möglich.

Eine Annäherung an diesen Idealzustand, die allerdings noch nicht ganz befriedigt, sehen wir bei dem 260-PS-Sablatnig-Landverkehrseindecker (Abb. 22). Um bei ihm für ein bequemes Ein- und Aussteigen den Rumpf noch tiefer über der Erde anordnen zu können, müßte bei diesem Flugzeuge das Fahrgestell, das übrigens bereits ziemlich niedrig ist, noch niedriger ausgeführt werden. Dann müßte gleichzeitig, da ja der Propeller aus aerodynamischen Gründen nicht verkleinert werden darf, der Motor im Rumpf höher eingebaut werden, weil sonst die Propellerspitzen den Erdboden berühren würden. Dadurch würde aber der Motor einen beträchtlich vermehrten, schädlichen Widerstand geben und den Wirkungsgrad des Flugzeuges erheblich verschlechtern. Auch die vordere Rumpfform würde aerodynamisch noch ungünstiger werden, weil dann die Wölbung des vorderen unteren Teiles noch größer werden würde.

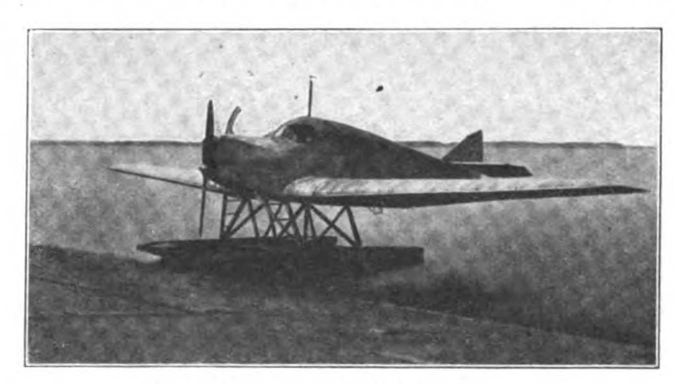


Abb. 20. Junkers-See-Verkehrsflugzeug.

Es liegt daher sehr nahe, bei Motoren für einmotorige Verkehrsflugzeuge die Zylinder nicht nach oben stehen zu lassen, sondern nach unten in den Rumpf hinein hängend anzuordnen. Diese Bauart wurde früher einmal für Kampfflugzeuge angeregt. Wir möchten

sie dagegen für einmotorige Verkehrsflugzeuge aufs wärmste empfehlen.

Bei kleinen und mittleren Flugzeugen kann man bekanntlich nicht, wie bei sehr großen, die Reisenden im Inneren der Flügel unterbringen. Man muß vielmehr nicht nur zur Befestigung des Leitwerkes, sondern vor allem zur bequemen und behaglichen Unterbringung der Reisenden, damit sie gegen Wind und Wetter geschützt sind, einen geräumigen Rumpf mit ausreichendem Querschnitt haben. Für einen bis drei Reisende, einschließlich Führer, muß dieser Rumpfquerschnitt im Inneren mindestens 0,7 m breit und 1,25 m hoch sein. Die äußeren Abmessungen werden dann der Dicke der Wände und Tragkonstruktionsteile wegen mindestens 0,75 m × 1,30 m betragen. Nun muß man zwar, um eine aerodynamisch möglichst günstige Rumpfform zu erhalten, den Rumpf nach vorn zusammenziehen, aber trotzdem bleibt der Raum vor dem Führer noch reichlich groß, um 4- und 6zylindrige, wassergekühlte Reihenmotoren mit hängenden Zylindern bequem unterbringen zu können. Der Motor bietet dann bis auf den Kühler gar keinen schädlichen Widerstand.

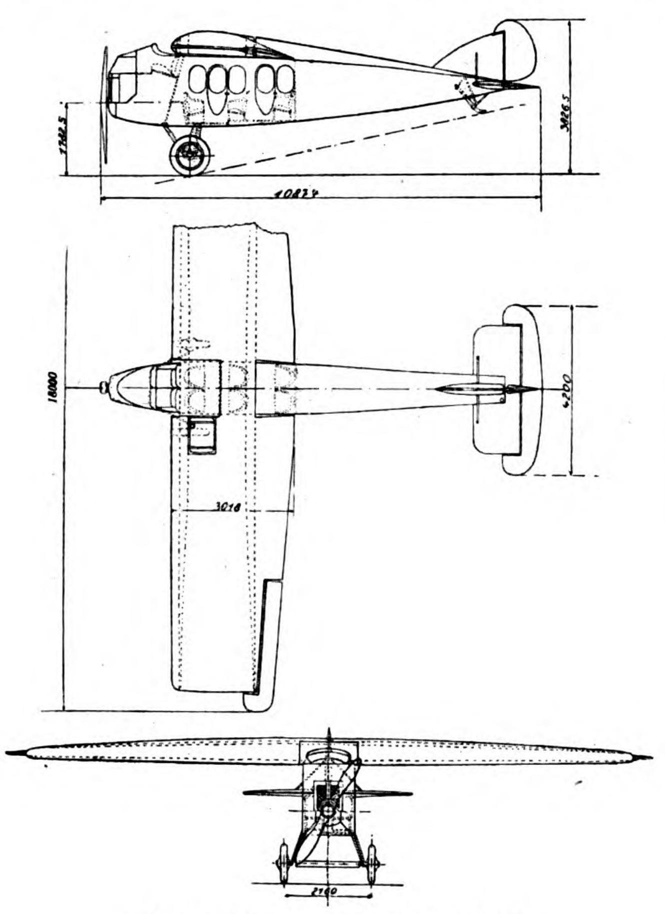


Abb. 21. Albatros-Verkehrsflugzeug L 57.



Abb. 22. Sablatnig-Land-Verkehrs-Flugzeug.

Außerdem kann man bei einer solchen Anordnung der Kraftmaschine leicht eine gute Aussicht für den Führer über den Motor hinweg und seitlich an ihm vorbei schaffen.

Den Aufbau solcher Verkehrsflugzeuge mit einem wassergekühlten 4- und 6-Zylinder-Reihenmotor mit hängenden Zylindern zeigen unsere Skizzen Abb. 23 und 24. Aus der gestrichelten Linie, die von den Laufrädern nach dem Schleifsporn führt und den Erdboden beim Ein- und Aussteigen andeutet, erkennt man, wie dicht die untere Türöffnung selbst bei sehr großem Propellerdurchmesser noch über dem Erdboden angeordnet werden kann.

Auch bei kleinen und mittleren Zweischwimmerverkehrsflugzeugen läßt sich das Ein- und Aussteigen wesentlich bequemer gestalten, wie z. B. bei dem 185-PS-Zweischwimmer-Seeverkehrsflugzeug der Junkerswerke, A.-G., in Dessau (Abb. 20). Skizzen zweier solcher Flugzeuge stellen die Abb. 25 und 26 dar. Bei ihnen gelangt man auf einigen Stufen, die in die geschlossene, tropfenförmige Schwimmerabstützung eingelassen sind, von jedem Schwimmer aus in außerordentlich bequemer Weise in die Kabine.

Übrigens ist der Gedanke, wassergekühlte Reihenmotoren mit nach unten hängenden Zylindern zu bauen, an sich nicht neu, z. B. hat die Daimler-Motoren-Gesellschaft bei dem Kaiserpreiswettbewerb um den besten deutschen Flugmotor 1913 für einen 65-PS-Vierzylinder wassergekühlten Reihenmotor mit hängenden Zylindern den 4. Preis errungen[22]). (Abb. 27 und 28.)

Nachdem es gelungen ist, die Ölung der Motoren soweit zu verbessern, daß nicht mehr gefürchtet werden muß, daß die nach unten hängenden Zylinder verölen, steht dem Bau derselben nichts mehr im Wege[23]). Daher sollte die Flugmotorenindustrie alles daran setzen, um den 4- und 6-Zylinder wassergekühlten Reihenmotor, der sich heute gut bis etwa 330 PS bauen läßt und der sich in und nach dem Kriege vorzüglich bewährt hat, recht bald nur noch mit hängenden Zylindern zu bauen.

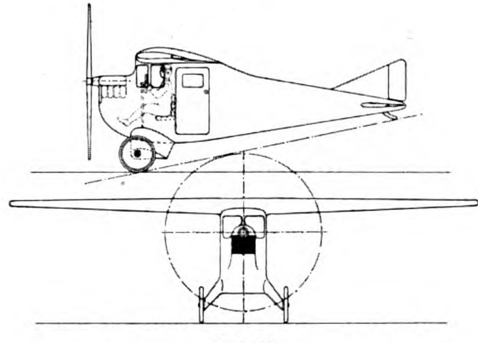


Abb. 23.

Wie ungünstig aerodynamisch der vordere Teil des Rumpfes eines für bequemes Einsteigen gebauten Verkehrsflugzeuges mit einem Reihenmotor mit stehenden Zylindern wird, zeigt Abb. 29, die das Dornier-C III-Landverkehrsflugzeug darstellt. Auch hier kommt noch als weiterer Nachteil der große Widerstand in Frage, den der aus dem Rumpf nach oben herausragende Motor bietet.

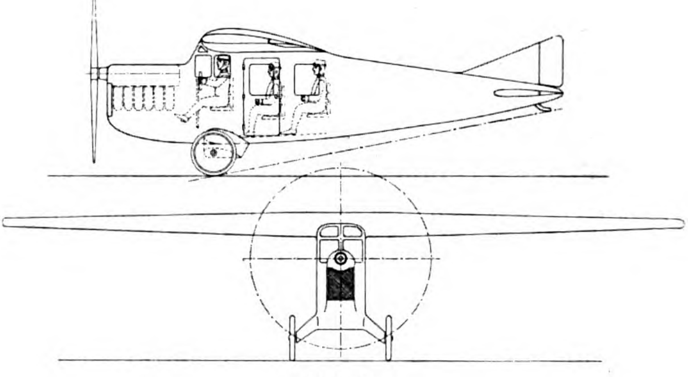


Abb. 24.

Bequeme Kabine.

Wesentlich einfacher als die Gewährleistung eines bequemen Einsteigens ist es, das Innere der Kabine für die Reisenden bequem und behaglich auszustatten. Darum finden wir auch bereits bei den meisten bisherigen Verkehrsflugzeugen, selbst bei den sich eng an

Kriegsflugzeuge anlehnenden, sehr bequeme Sitze, große Fenster und gute Belüftung der Kabine. Auch sonst sind die Kabinen mit allen Bequemlichkeiten und Annehmlichkeiten ausgestattet, die wir bei einem modernen Luxusautomobile finden. Abb. 30 zeigt das Innere der oben erwähnten 160-PS-Rumpler-Luftlimousine. Noch schöner, geräumiger und bequemer ist das Innere der Kabine des sechssitzigen 185-PS-Junkers-Verkehrseindeckers auf Abb. 31. Es läßt hinsichtlich Bequemlichkeit und Behaglichkeit kaum noch etwas zu wünschen übrig. Dasselbe gilt von der Kabine des Hawa-F-10-Verkehrsflugzeuges (Abb. 32), deren Inneneinrichtung auf Abb. 33 wiedergegeben ist.

Die großen Fenster gestatten den Reisenden bequem eine gute Aussicht. Diese muß bei jedem neuzeitigen Verkehrsflugzeug gewährleistet sein.

Außer guter Belüftung muß für kalte Jahreszeiten auch eine gute Heizung des Kabinenraums vorgesehen sein. Da für Nachtbeleuchtung und Funkentelephonie und -telegraphie sowieso eine vom Motor angetriebene Dynamomaschine an diesem angebaut sein muß, so liegt es sehr nahe, die Heizung für Bekleidung und Instrumente elektrisch einzurichten. Für die Heizung der ganzen Kabine könnte man die Auspuffgase und die Kühlwasserwärme heranziehen[24]).

Bei sehr großen Flugzeugen wird der Tragflügel so dick, daß es möglich und geboten ist, die Reisenden im Inneren des Flügels unterzubringen[25]). Dann steht nichts mehr im Wege, nicht nur bequeme, behagliche und geräumige Kabinen, sowie Speise-, Lese-, Rauch-, Musik- und Spielzimmer, sondern auch Luxuseinzelkabinen, sowie eine Küche für die Verpflegung der Reisenden und die Besatzung einzurichten. Denn alle diese Einrichtungen lassen sich mit verhältnismäßig geringen Gewichten bauen und der Raum im Inneren der Flügel und der Fahrgestellabstützung und bei Seeflugzeugen auch des Bootes oder der Schwimmer und ihrer Abstützungen ist reichlich groß (Abb. 34 u. 35).

Auch das Einsteigen läßt sich bei sehr großen Flugzeugen durch den Rumpf, das Boot und die Schwimmer und deren Abstützungen sowie durch die Fahrgestellabstützungen mit aller Bequemlichkeit ausführen.

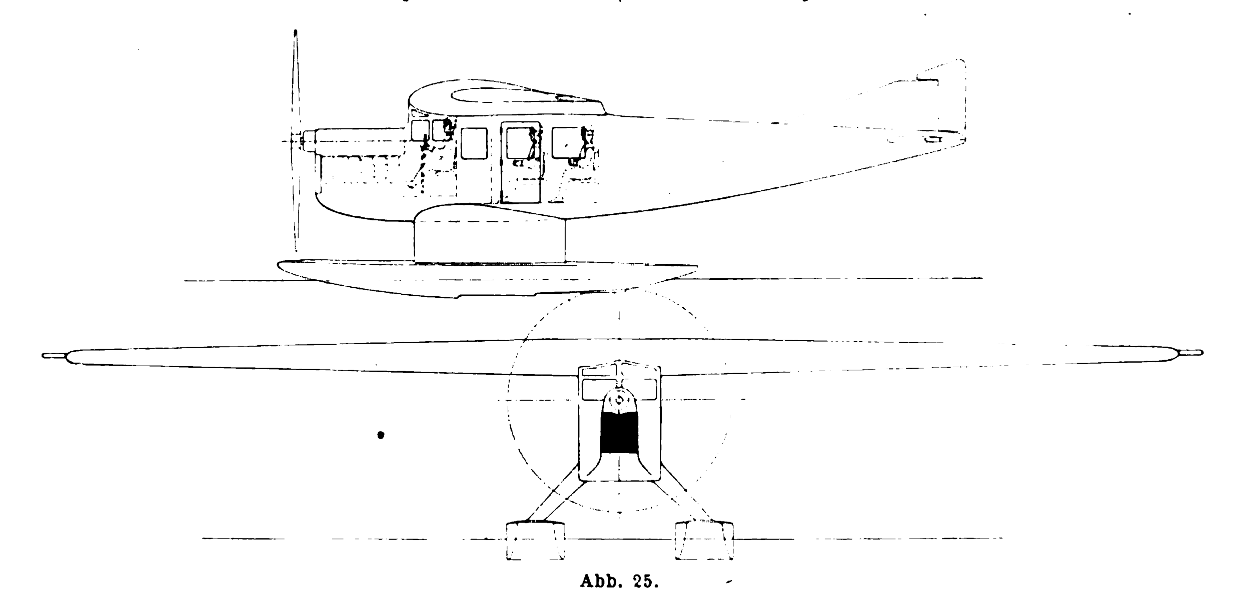


Abb. 25.

Als selbstverständlich muß gefordert werden, daß bei Flugzeugen, die länger als 2 h hintereinander in der Luft bleiben, für mindestens je 20 Luftreisende einschließlich Besatzung ein Abort vorgesehen wird, der für die Eigenart des Flugzeugbetriebes besonders hergerichtet und für die Besatzung und die Reisenden möglichst bequem erreichbar angeordnet sein muß.

Ferner muß es ausgeschlossen sein, daß auch nur die geringsten Mengen von Abgasen oder Brennstoffgasen und Motoröldünsten in das Innere der Kabine für die Reisenden gelangen können. Auch müssen die Reisenden vor den Geräuschen und etwaigen Erschütterungen der Kraftmaschinenanlage genügend geschützt sein.

Diese letzten Forderungen lassen sich bei Flugzeugen mit zwei und mehr Motoren leichter und vollkommener erfüllen als bei einmotorigen Flugzeugen. Denn sind die Motoren seitlich des Rumpfes am oder im Flügel untergebracht, so besteht bei Rumpfflugzeugen keine räumliche Verbindung zwischen dem Motor und dem Reisenden, durch die irgendwelche Gase des Motors zu ihm gelangen können. Auch dämpft der Flügel das Motorgeräusch und die Motorerschütterungen stark, sodaß sie nur sehr gemildert bis zu den Reisenden kommen. Andererseits muß bei allen Verkehrsflugzeugen auch für die Nichtreisenden auf der Erde beim Flug in geringen Höhen unmittelbar vor der Landung und nach dem Aufstieg das Motorgeräusch und, soweit irgend möglich, auch das Propellergeräusch hinreichend

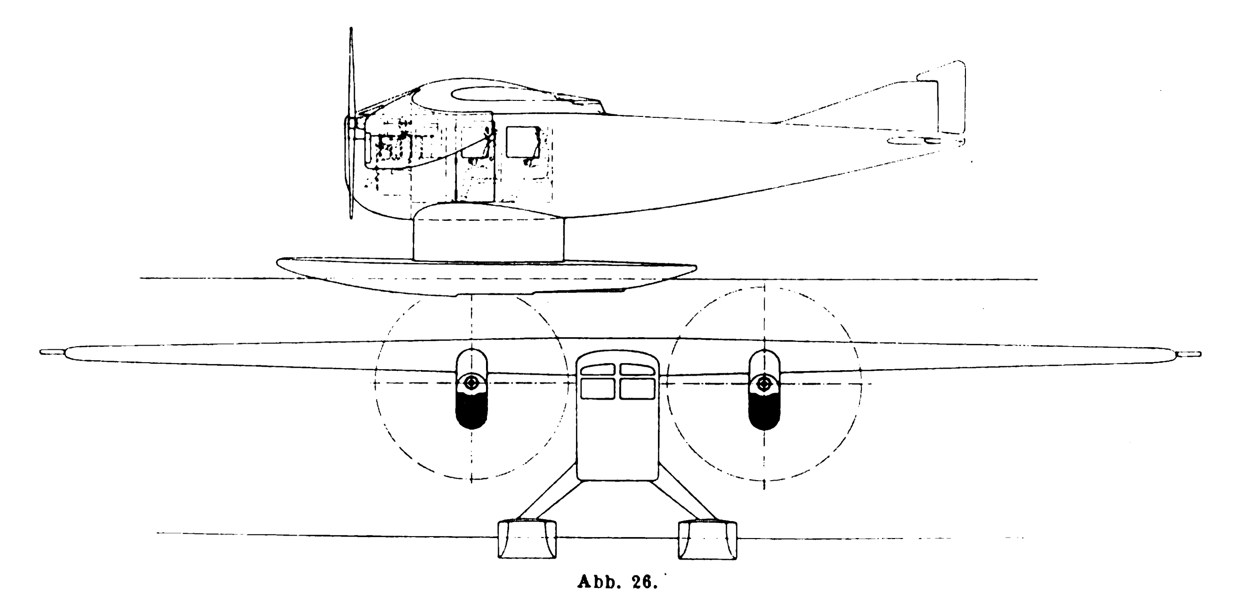


Abb. 26.

gedämpft werden; genau so wie bei einem Automobil, das in einem bewohnten Orte nicht mit offener Auspuffklappe fahren darf. Daher sind die Motoren für Verkehrsflugzeuge mit Schalldämpfern zu versehen, die beim Fluge in größeren Höhen ausgeschaltet werden können, falls sie einen schädlichen Einfluß auf den Motor ausüben.

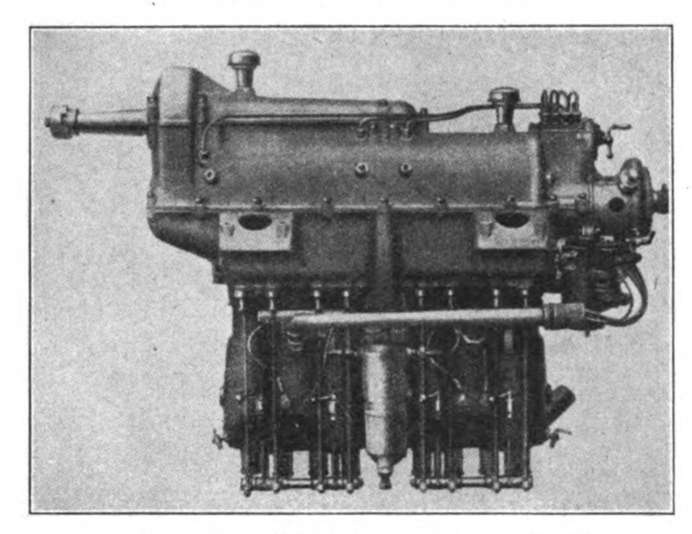


Abb. 27. 65 PS Daimler-Flugmotor. Vergaserseite.

Übrigens lassen sich heute bereits Schalldämpfer bauen, die nicht nur keinen nachteiligen Einfluß auf die Motorleistung ausüben, sondern diese sogar durch Verbesserung der Füllung der Zylinder steigern[26].

Sehr erwünscht ist es, daß sich besonders bei längeren Flügen die Reisenden auf drahtlosem Wege telephonisch oder telegraphisch mit der Erde in Verbindung setzen können [27].

III. Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen hinsichtlich der Sicherheit der Reisenden.

Sicherheitszahlen.

Ein regelmäßiger, fahrplanmäßiger Luftverkehr wird sich nur dann entwickeln und aufrecht erhalten lassen, wenn es gelingt, die Flugzeuge und ihre Kraftanlagen vollkommen sicher und damit betriebssicher herzustellen und während des Betriebes dauernd zu erhalten. Dazu ist zunächst nötig, daß sie bei der Konstruktion

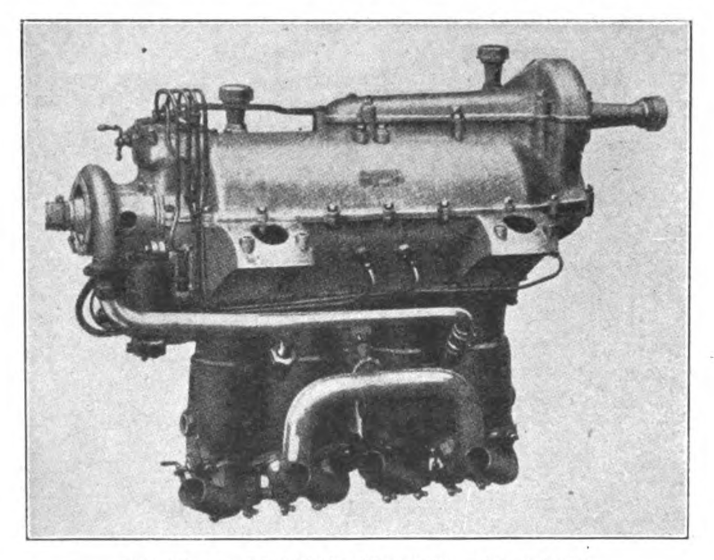


Abb. 28. 65 PS Daimler-Flugmotor. Auspuffseite.

sorgfältig und richtig berechnet werden. Wenn wir auch noch nicht vollkommen genau alle Kräfte kennen, die im Fluge auf die einzelnen Teile des Flugzeuges ausgeübt werden — wir erinnern z. B. an die Beanspruchung der Flügel und des Leitwerkes durch Windböen —, so reichen unsere Kenntnisse heute bereits aus, um alle Teile des Flugzeuges[28]) sowohl wie der Kraftanlage bei bereits ziemlich kleinen erforderlichen Querschnitten und damit ziemlich kleinen Gewichten so zu bemessen, daß es bei sachgemäßer Werkstattarbeit und Kontrolle ausgeschlossen ist, daß ein Flugzeug beim Abflug, in der Luft oder bei der Landung so beschädigt wird[29]), daß die Reisenden gefährdet werden.

Auf Grund der Fortschritte in der theoretischen Aerodynamik[30]), die durch Versuche aerodynmischer Versuchsanstalten, besonders der in Göttingen, gestützt werden, sowie auf Grund von Belastungsproben von gut durchkonstruierten und sorgfältig gebauten Flugzeugen mit guten Flugleistungen ist es möglich, durch Berechnung der auf die Flügel und das Leitwerk und damit auf den Rumpf im geraden unbeschleunigten, sowie beim gekrümmten und beschleunigten Fluge wirkenden Kräfte für jeden Flugzeugtyp für die einzelnen Hauptteile Sicherheitszahlen oder Lastvielfache festzusetzen,

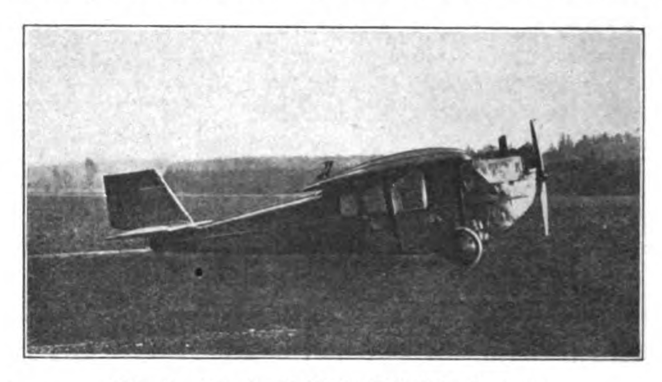


Abb. 29. Dornier-C III-Land-Verkehrsflugzeug.

die vollkommene Sicherheit verbürgen, wenn sie richtig und sachgemäß bei der Berechnung der der Festigkeit zugrunde gelegten Kräfte benutzt werden[31]).

Auch für das Fahrgestell und den Schleifsporn haben sich auf Grund von theoretischen Betrachtungen und Nachrechnung der Kräfte, die bewährte Fahrgestelle aushalten, sowie der Arbeit, die ihre Abfederung aufzunehmen vermag, Lastvielfache ermitteln lassen, die in für die Praxis ausreichender Weise gestatten, die Abmessungen für die Querschnitte der Fahrgestelle für die verschiedenen Typen von Flugzeugen vorher zu berechnen[31]).

Festigkeitszahlen der Materialien.

Diese Rechnungen haben aber nur Wert, wenn wir auch möglichst genau die Festigkeitszahlen der zum Bau verwendeten Materialien kennen, und wenn diese Festigkeitszahlen in allen Teilen des verwendeten Materials dieselben sind und bleiben, wie die, die wir bei der Berechnung zugrunde gelegt haben.

Leider haben nun Hölzer, auch wenn sie noch so sorgfältig ausgesucht, gepflegt und bearbeitet worden sind, nie annähernd die

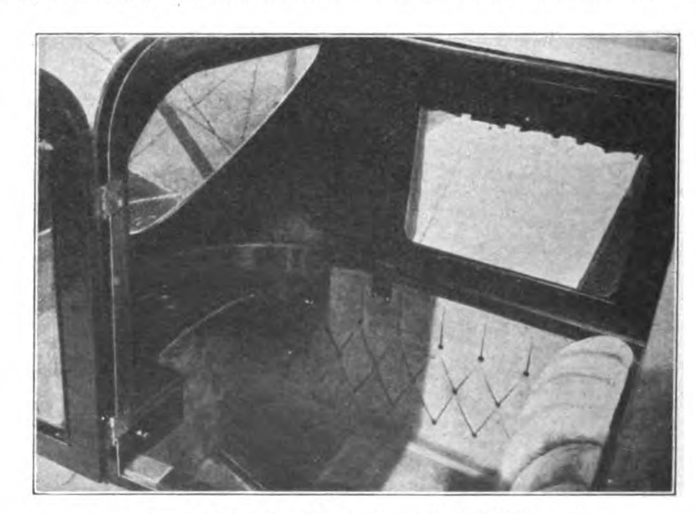


Abb. 30. Kabine der 160 PS-Rumpler-Luft-Limousine.

Gleichmäßigkeit hinsichtlich ihrer Festigkeitszahlen, wie wir sie bei Metallen erreichen können und daher von ihnen fordern müssen[32]). Auch können Hölzer von Würmern von innen heraus zerfressen werden, ohne daß man es von außen groß merkt. Daher muß es das eifrigste Bestreben der Flugtechniker zwecks Erreichung möglichst großer Sicherheit der Flugzeuge sein, möglichst bald, zum mindesten bei den wichtigsten kräfteaufnehmenden und — weiterleitenden Teilen des Flugzeuges, Holz durch geeignete Metalle zu ersetzen.

Die Metalle, die heute die größten Festigkeitszahlen bei ausreichender Dehnung haben, sind bekanntlich die verschiedenen Stähle, wie sie im allgemeinen Maschinenbau, im Automobilbau und auch im Kraftmaschinenbau schon lange mit gutem Erfolge verwendet werden. Wir besitzen Stähle, die in geglühtem Zustande bis zu etwa 150 kg/mm² und gehärtet bis zu etwa 180 kg/mm², in Form von Drähten sogar bis zu etwa 250 kg/mm² Bruchfestigkeit haben[33]).

Soll nun die Festigkeit der Stähle möglichst vollkommen ausgenutzt werden, damit die Bauteile nicht zu schwer werden — das spezifische Gewicht der Stähle liegt bei etwa 7,85 bis 7,87 —, dann kommen wir, besonders beim Bau von kleinen und mittleren Flugzeugen, häufig zu so kleinen Querschnitten, daß sie bei dem heutigen Stande der blechverarbeitenden Werkstattechnik nicht mehr oder nur sehr schwer verarbeitet werden können. Bis diese Schwierigkeiten überwunden sind, müssen wir uns besonders für kleine und mittlere Flugzeuge für viele Teile nach anderen Metallen umsehen, die weniger hohe Festigkeitszahlen haben können, wenn sie dafür leicht genug sind. Von diesen Metallen haben sich bis heute für gezogene, gewalzte und geschmiedete Teile am besten das »Duralumin«[34]) und für gegossene Teile das »Silumin«[35]) bewährt.

»Duralumin« ist eine Legierung aus Aluminium, Kupfer, Mangan und Magnesium mit über 90 vH Aluminium. Sein spezifisches Gewicht ist etwa 2,8. Die Bruchfestigkeit liegt zwischen 38 und 48 kg/mm², die Dehnung bei 20 bis 10 vH und die Elastizitätsgrenze bei etwa 24 bis 34 kg/mm². Der Elastizitätsmodul ist etwa

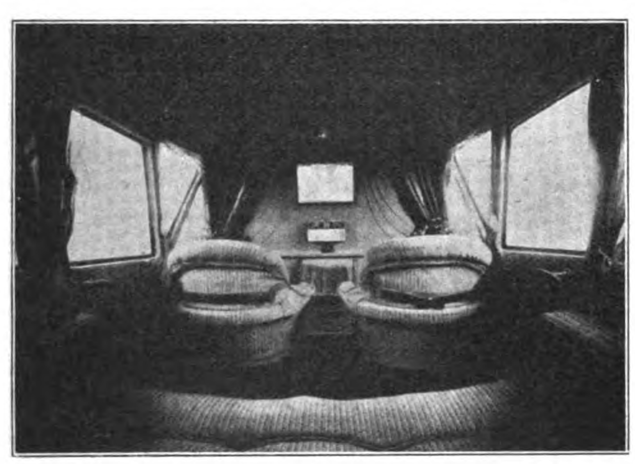


Abb. 31. Kabine des 185 PS Junkers-Verkehrsflugzeugs.

650000 und der Wärmeausdehnungskoeffizient beträgt etwa 0,0000226. Der Schmelzpunkt liegt bei etwa 650° C.

Die Legierung läßt sich nach Erwärmung auf etwa 490 bis 520° C durch Abschrecken und Lagern veredeln. Das Verfahren ist den Dürener Metallwerken, A.-G., in Düren (Rheinland) durch Reichspatent Nr. 244554 geschützt, und es gibt nach dem gegenwärtigen Stande der Technik kein Leichtmetall mit den hohen mechanischen Eigenschaften des Duralumins, das ohne Verletzung des obigen Patentes hergestellt werden könnte.

Um zu veranschaulichen, welchen Vorteil seine Verwendung besonders bei kleinen und mittleren Flugzeugen bietet, sei folgendes Beispiel benutzt: Es seien z. B. in der unteren Außenhaut eines Flügels, die zur Aufnahme von Kräften herangezogen werden soll, auf den lfd. cm bis zum Bruch etwa 150 kg zu übertragen. Würden wir die Außenhaut aus Stahlblech von einer Bruchfestigkeit von 150 kg/mm² herstellen, dann müßte die Dicke des Bleches 0,1 mm betragen. Diese Dicke ist bei dem heutigen Stande der Blechverarbeitungstechnik ziemlich schwierig zu bearbeiten. Wählen wir dagegen dieses Blech aus Duralumin von einer Bruchfestigkeit von 48 kg/mm², so erhalten wir eine erforderliche Blechdicke von 0,312 mm. Diese läßt sich schon wesentlich besser verarbeiten. Vergleichen wir die Gewichte pro m² der beiden Bleche, so ergeben sich für das Stahlblech bei einem spezifischen Gewicht von 7,87 etwa 0,787 kg und bei dem Duraluminblech bei einem spezifischen Gewicht von 2,8 etwa 0,874 kg. Der m² des Duraluminbleches ist also etwas schwerer als der des Stahlbleches bei gleicher Bruchfestigkeit. Nun ist aber zu berücksichtigen, daß Stahlblech leicht durch Rost zerstört wird, falls es nicht aus einer besonderen, nicht oder schwer rostenden, z. B. Nickel-Stahlverbindung, besteht oder durch besonderen Anstrich oder Metallüberzug geschützt wird. Dieser zehrt dann einen Teil des Gewichtsunterschiedes auf und ist auf die Dauer nicht ganz leicht vor Rost schützend zu erhalten.

Duralumin ist dagegen auch ohne Anstrich vollkommen wetterbeständig und auch ziemlich unempfindlich gegen Seewasser, auch widersteht es besser als jede andere Aluminiumlegierung den Einflüssen von Säuren, sauren und alkalischen Lösungen.

Ein Nachteil ist es jedoch, daß man bis heute Duralumin nur schwer löten und schweißen kann, denn die gewöhnlichen Lote schmelzen bei Temperaturen, die über 170° C liegen. Wird aber Duralumin über 170° C erhitzt, dann geht seine Festigkeit zurück. Man kann daher vorläufig Duraluminteile nur durch Nieten und Verschrauben miteinander sicher und fest verbinden. Man müßte deshalb einmal versuchen, da Duralumin nur schwer unmittelbar

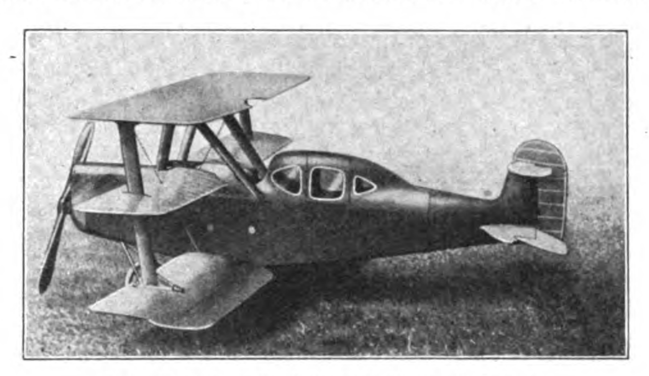


Abb. 32. Hawa F 10 Land-Verkehrs-Flugzeug.

gelötet werden kann, es an den Stellen, an denen man es löten möchte, auf irgendeine Weise, z. B. galvanisch oder mit dem Schoopschen oder elektrischen Metallspritzverfahren mit einem Metallüberzug, z. B. Eisen, Zinn oder Zink, zu überziehen und dann an diesen Stellen mit einem Wismutlote, bestehend aus: Zinn, Blei und Wismut, zu löten. Diese Lote haben bekanntlich Schmelzpunkte von 96° C bis zu 125° C. Vielleicht findet man noch andere Lote, die noch fester sind, ohne eine Schmelztemperatur zu haben die über 170° C liegt. Sollten wider Erwarten solche Lötungen nicht so fest werden, daß man durch sie nennenswerte Kräfte übertragen kann, dann reichen sie aber als Dichtung gegen Luft und Regenwasser aus.

Vielleicht gibt das Ergebnis des Preisausschreibens der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde für ein Aluminiumlot, das bis Mitte 1923 voraussichtlich in der Zeitschrift für Metallkunde veröffentlicht werden wird, Anhalte für die Herstellung eines brauchbaren Lotes für Duralumin[35]).

Die Vernietung erfolgt heute mit Duraluminnieten, die eine Scherfestigkeit von etwa 25 kg/mm² haben. In besonderen Fällen, wie bei Bootskörpern, Schwimmern usw., wurden die Nähte bisher durch Dazwischenlegen von Leinewand oder Papier gedichtet, die in Leinöl, Bleiweiß oder Teer getaucht wurden.

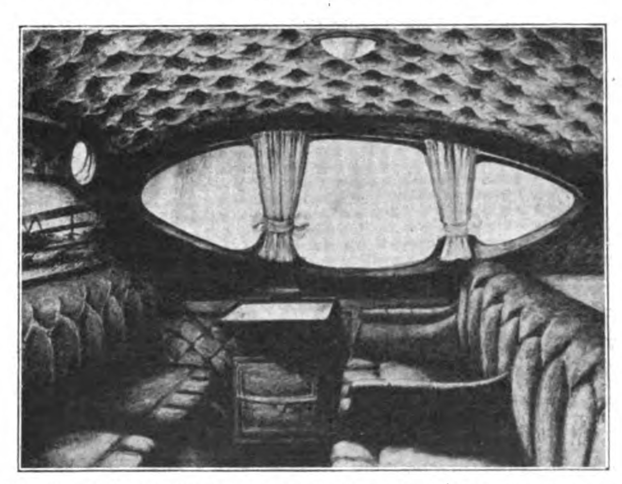


Abb. 33. Kabinen-Inneres des Hawa F 10 Land-Verkehrs-Flugzeugs.

Für Gußstücke kann man Duralumin nicht mit Vorteil verwenden, weil es bis heute nicht möglich ist, bei ihnen die hohe Festigkeit wie bei geschmiedeten, gewalzten oder gezogenen Teilen zu erreichen.

Dafür ist es in neuerer Zeit dem Metallaboratorium der Metallbank und Metallurgischen Gesellschaft, A.-G., in Frankfurt a. M. auf Grund planmäßiger Forschungen gelungen, eine neue Legierung aus Silizium und Aluminium, das »Silumin«, herzustellen. Das spezifische Gewicht desselben ist nur 2,5 bis 2,65, während die

bisher verwendeten Kupfer- und Zink-Aluminiumlegierungen etwa 10 vH höheres Gewicht haben. Die Bruchfestigkeit des Silumins liegt bei etwa 20 kg/mm². Es hat eine Dehnung von 5 bis 10 vH. Die bisherigen besten Aluminiumlegierungen haben dagegen nur 12 bis 15 kg/mm² Bruchfestigkeit bei 1 bis 4 vH Dehnung.

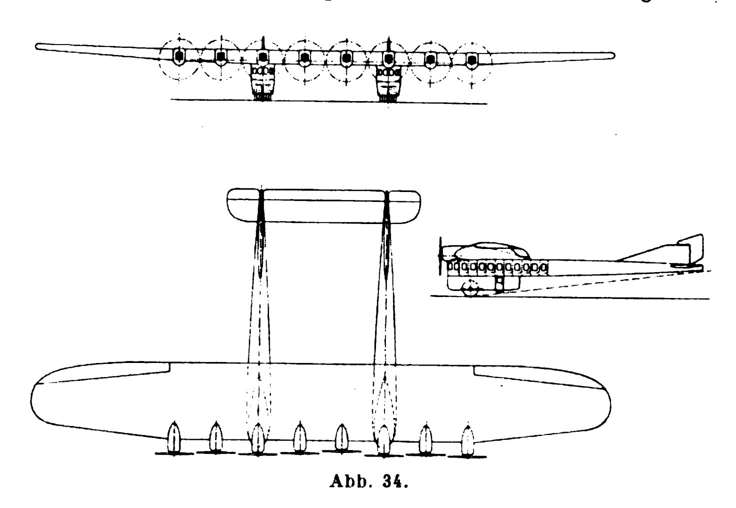


Abb. 34.

Silumin eignet sich daher sehr gut für die Gehäuse der Flugmotoren und ihrer Getriebe, sowie zu Zylindern, wenn eiserne Laufflächen eingesetzt werden.

Auch die Wärmeleitfähigkeit des Silumins ist besser als die der bisher verwendeten Kupfer- und Zink-Aluminiumlegierungen.

Aufbau.

Weiter kann und muß durch einen entsprechenden Aufbau des Flugzeuges und seiner Kraftanlage für die Sicherheit der Reisenden und der Besatzung des Flugzeuges gesorgt werden. Dazu gehört, daß beim einmotorigen Flugzeuge der Motor vor dem Führer, dem Orter und den Reisenden liegt, damit er diese nicht bei einer zu harten Landung gefährdet. Auch muß der Propeller vorn als Zugpropeller arbeiten. Dadurch ist es ausgeschlossen, daß er, falls er zerspringt, die Besatzung oder die Reisenden verletzt.

Außerordentlich viel zum Gelingen guter Landungen und damit zur Sicherheit der Reisenden trägt eine gute Sicht für den Führer und Orter bei. Daher ist der Aufbau des Flugzeuges nach den Skizzen Abb. 23, 24 und 25 auch für die Sicherheit der Reisenden und der Besatzung sehr günstig. Bei ihm kann der Führer gut über den Motor hinweg und rechts und links an ihm vorbeischauen.

Allerdings ist hier nicht die Forderung berücksichtigt, deren Erfüllung viele Flugzeugführer für sehr erwünscht halten, nämlich daß der Sitz für den Flugzeugführer reichlich weit hinter dem Schwerpunkte des Flugzeugs liegt. Begründet wird diese Forderung hauptsächlich damit, daß gesagt wird, der Führer habe infolge der reichlich großen Wege, die er mit seinem Sitze bei einer Lagenänderung des Flugzeuges zuürcklegen muß, ein empfindlicheres Gefühl für die Gleichgewichtslage des Flugzeugs. Wenn wir das auch ohne weiteres zugeben, so müssen wir andererseits darauf hinweisen, daß dieser Vorteil nur beim Fliegen bei gleichmäßigem Winde besteht. Bei böigem Winde dagegen wird der Führer auf seinem Sitze weit hinter oder vor dem Schwerpunkte des Flugzeuges sehr stark herumgeworfen, sodaß die Gefahr einer vorzeitigen Ermüdung besteht, wodurch das gute Steuern, besonders bei der Landung, erschwert, unter Umständen sogar unterbunden wird, sodaß eine Bruchlandung, die große Gefahr für die Reisenden bietet, unvermeidlich wird. Daher ist die Anordnung des Führersitzes in unseren Projektskizzen, Abb. 23 bis 25, nicht zu weit vor dem Schwerpunkte des Flugzeuges, unbedingt vorzuziehen. Sie wird dem normalen Führer, ohne daß er zu große Beanspruchungen durch die Böen erleidet, ein vollkommen ausreichendes Gefühl für die Lageänderungen seines Flugzeuges und eine bessere Aussicht geben, als er sie von einem Sitze weit hinter dem Schwerpunkte des Flugzeuges haben kann.

Weiter läßt sich zur Sicherheit der Reisenden bei einer Anordnung der Sitze nach unserer Projektskizze, Abb. 25, zwischen den Führerraum und die Kabine der Reisenden ein Kollisionsraum einschalten, der zum einen Teil als gemeinsamer Toiletten- und zum anderen Teile als Gepäckraum verwendet werden und so leicht von den Reisenden wie der Besatzung im Fluge erreicht werden kann.

Außerdem ist der Aufbau dieser Flugzeugprojekte auch deshalb für die Sicherheit der Reisenden vorteilhaft, weil nach einer zu harten Landung bisweilen das Flugzeug in Brand geraten kann und sich dann die Reisenden durch die bequem dicht über dem Erdboden ins Freie führenden Türen schnell in Sicherheit bringen können. Aus diesem Grunde sind auf beiden Rumpfseiten entsprechend der Anzahl der Reisenden erforderlichen Falles mehrere Türen anzubringen.

Wenn auch wohl in Wirklichkeit der Zwei- und Mehrmotoren-Anordnung für die Sicherheit der Reisenden besonders bei kurzen Flügen nicht ganz die Bedeutung zukommt, die Rohrbach ihr beilegt[36]), so möchten wir andererseits doch im Gegensatz zu E. Everling[37]) die Zweimotorenanordnung etwas höher einschätzen. Es ist unseres Erachtens nicht nötig, daß bei ihr der Auftriebsüberschuß mindestens dem Fluggewicht gleich ist. Denn ein wesentlich geringerer Leistungsüberschuß wird beim Versagen eines Motors dem Führer den Vorteil bieten, durch einen verlängerten Gleitflug mehr Zeit zu gewinnen, sich in Ruhe einen möglichst günstigen Notlandungsplatz auszusuchen als bei einem Motor zur Verfügung steht. Es ist ja eine selbstverständliche Forderung, daß auch bei einem einmotorigen Flugzeuge der Motor ausreichende Reserveleistung haben muß, die dem Führer für besondere Fälle zur Verfügung steht. Auch wird das Fliegen mit etwas gedrosseltem Motor dadurch, daß die Teile desselben nicht dauernd aufs äußerste beansprucht sind, die Betriebssicherheit erhöhen. Aber im Falle des Versagens des einen Motors hilft uns auch seine Reserveleistung nichts mehr. Dazu kommt, wie wir bereits früher ausgeführt haben, daß eine Zweimotorenanordnung bereits für kleine Flugzeuge verschiedene wertvolle Beiträge zur Erhöhung des Wohlbefindens der Reisenden liefert. Ferner dürfen wir auch nicht vergessen, daß es bei dem heutigen Stande der Flugmotoren- und Propellertechnik bei sehr großen Flugzeugen von mehreren oder sogar vielen tausend PS gar nicht anders möglich ist, mit einem Minimum von Gewicht für Flugzeug und Kraftanlage, sowie einem guten Wirkungsgrade des Propellers die großen Leistungen anders zu verwirklichen als durch Aufstellen einer entsprechenden Anzahl Motoren, deren Stärke etwa bis zu 1000 PS reicht[38]).

Hauptteile des Flugzeuges:

Nun wollen wir weiter kurz betrachten, inwieweit die einzelnen Hauptteile des Flugzeuges und der Kraftanlage durch ihre Anordnung und ihre Konstruktion, sowie das verwendete Material zur Sicherheit der Reisenden beitragen.

Die Tragflächen des Flugzeuges müssen bei möglichst geringem Gewicht nicht nur fest genug sein, sondern auch stark genug, damit sie nicht durch Schwingungen Beanspruchungen erleiden, die zum

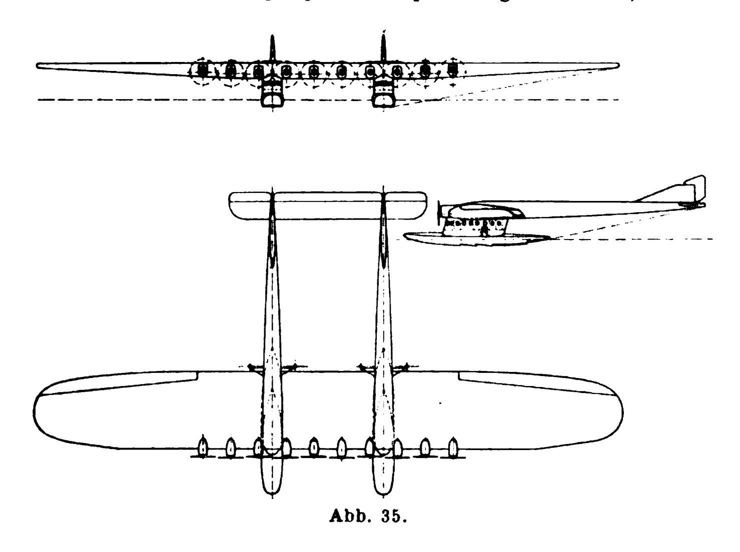


Abb. 35.

Bruch führen. Dasselbe gilt auch von den Querrudern und vom Leitwerk.

Der Rumpf muß die Insassen im Falle einer harten Landung schützen und die Beanspruchungen, die durch das Leitwerk auf ihn übertragen werden, ohne in unzulässige Schwingungen zu geraten, trotz möglichst geringen Gewichtes aushalten.

Nicht nur zur Bequemlichkeit, sondern auch zum Schutze der Reisenden sind Sitze, Lehnen usw. gut zu polstern. Auch muß dafür gesorgt werden, daß bei böigem Winde und bei der Landung die Reisenden nicht von ihren Sitzen geschleudert werden können. Dafür haben sich breite, elastische Gurte, die leicht zu schließen und zu öffnen sind, sehr gut bewährt. Mit diesen können sich die Reisenden auf ihren Sitzen festhalten.

Auch für Handgriffe innerhalb der Kabine ist zu sorgen, damit beim Verlassen des Sitzes die Möglichkeit besteht, sich bei schlechtem, böigem Wetter festzuhalten.

Ist der Motor, wie bei den Projektskizzen Abb. 23 bis 25, vorn im Rumpfe aufgestellt, so muß dafür gesorgt werden, daß bei Vergaserbränden das Feuer die Reisenden durch den Rumpf nicht erreichen kann.

Das Fahrgestell muß genügend weit vor dem Schwerpunkte des Flugzeuges liegen, damit dieses sich nicht bei Notlandungen auf schlechtem Gelände überschlägt. Ferner muß es kräftig ausgebildet sein, gute Federung und möglichst große Räder mit Luftreifen haben, so daß die Landungsstöße möglichst gemildert werden, da sonst die Reisenden Verletzungen erleiden können. Sehr entlastet wird das Fahrgestell, wenn es gelingt, selbst sehr schnelle Flugzeuge mit geringer Schwebegeschwindigkeit landen zu lassen. Das wirksamste Mittel zur Verringerung der Ausschwebegeschwindigkeit bietet bei unsern heutigen Drachenflugzeugen der Düsenflügel, doch ist erst noch eine betriebssichere Lösung für das Öffnen und Schließen der Flügelspalte, sowie das Einstellen des Flugzeuges auf große Flugwinkel zu finden und zu erproben[39]).

Kleinere und mittlere Flugzeuge, die größere Strecken über See oder große Seen fliegen sollen, müssen die Möglichkeit haben, selbst bei starkem Wind und Seegang beim Versagen der Kraftanlage auf dem Wasser zu landen und nach Instandsetzung derselben wieder aufzusteigen. Auf dem Wasser müssen sie, damit sie nicht vom Winde oder den Wellen umgeworfen werden, sich von selbst in den Wind einstellen. Dazu ist es notwendig, daß der Lateralschwerpunkt weit genug hinter dem Schwerpunkte des Flugzeuges liegt[40]).

Sehr große Flugzeuge dagegen lassen sich so betriebssicher bauen, daß auf eine Notlandung auf stürmischer See verzichtet werden kann. Dagegen muß man sie mit Schwimmeinrichtungen versehen, mit denen sie im Seeflughafen landen und starten können.

Die Steuer müssen eine absolut sichere Betätigung sämtlicher Ruder gewährleisten. Auch müssen sie so entlastet sein, daß das Steuern in der dem betreffenden Flugzeuge vorgeschriebenen längsten Flugzeit den Führer nicht zu sehr ermüdet, weil er sonst durch falsches Steuern das Flugzeug und seine Insaßen besonders bei der Landung in Gefahr bringt.

Die Entlastung kann entweder vermittelst vor der Drehachse der Ruder angeordneter Ausgleichsflächen oder durch Anwendung der Flettnerschnen Hilfsflächen geschehen.

Besonders bei Flugzeugen für lange, ununterbrochene Flüge muß die Möglichkeit vorgesehen werden, daß der Führer leicht durch einen anderen abgelöst werden kann. Am einfachsten und betriebssichersten kann dies durch eine zweite Steuerung geschehen, die eventuell ein- und ausgekuppelt werden kann.

Wesentlich erleichtert wird dem Führer das Steuern dadurch, daß dem Flugzeuge möglichst gute Flugeigenschaften verliehen werden. Dabei werden die meisten Flugzeugführer weniger Wert auf eine große Eigenstabilität als auf gute und leichte Steuerbarkeit des Flugzeuges legen, die außer durch richtige Schwerpunktslage des Flugzeuges, möglichst kleines Trägheitsmoment desselben und richtige Lage und Bemessung der Ruder, sowie durch Auswahl von Flügelprofilen mit nicht zu großer Druckpunktwanderung erreicht wird[41]).

Zur dauernden richtigen Schwerpunktslage gehört auch, daß die veränderlichen Gewichte möglichst dicht am Gesamtschwerpunkt und symmetrisch zu diesem untergebracht werden. Da das nicht immer infolge der durch die wechselnde Zahl der Reisenden und das wechselnde Gewicht der zu befördernden Post verschiedenartigen Belastung des Flugzeuges möglich ist, empfiehlt es sich zur Entlastung des Höhensteuers die Höhenflosse verstellbar einzurichten.

Automatische Stabilisatoren werden zunächst von der Mehrzahl der Flugzeugführer, auch wenn sie noch so vollkommen sind, mißtrauisch behandelt und meistens abgelehnt werden[41]). Denn die Flugzeugführer verlassen sich lieber auf ihre eigene Geschicklichkeit, Kraft und Energie als auf einen Mechanismus, der versagen kann. Doch ist andererseits nicht zu leugnen, daß eine automatische, betriebssichere Stabilisierungsvorrichtung den Führer, besonders bei sehr langen Flügen und bei schlechtem, böigem Wetter, sehr entlasten und schonen würde. Läßt sich die Vorrichtung so einrichten, daß sie im Augenblick, wo der Führer die Steuerung absichtlich selbst übernimmt, selbsttätig außer Tätigkeit tritt, dann ist auch nichts mehr gegen ihr Vorhandensein einzuwenden. Nur muß der Führer aufpassen, daß er, falls die automatische Stabilisierungseinrichtung versagt, sofort selbst das Steuern übernimmt. Es ist dazu erforderlich, daß es unmöglich sein muß, daß das Ausschalten der Stabilisierungsvorrichtung im Augenblick der Übernahme des Steuerns durch den Führer jemals versagen kann.

Aufbau der Kraftmaschinen.

Nun kommen wir zur Kraftanlage und wollen in folgendem feststellen, welche Forderungen an sie für die Sicherheit der Reisenden und der Besatzung gestellt werden müssen.

Es wurde bereits kurz erwähnt, daß bis auf weiteres von den uns heute zur Verfügung stehenden Kräftmaschinen sich nur der Kolbenverbrennungsmotor zum Antrieb von Flugzeugen eignet. Sehr erwünscht wäre es jedoch, Kraftmaschinen für Verkehrsflugzeuge zu haben, bei denen keine hin- und hergehenden Teile, sondern nur sich gleichmäßig drehende Massen vorhanden wären. Denn dadurch ließen sich die Erschütterungen des Flugzeuges, die durch die mehr oder weniger vollkommen ausgeglichenen Massenkräfte unserer bisherigen Kolbenverbrennungsmotoren auf das Flugzeug übertragen werden, leicht noch wesentlich weiter vermindern, sodaß die Gefahr noch weiter abgeschwächt würde, daß das Material, aus dem das Flugzeug aufgebaut worden ist, mit der Zeit seine Struktur verändert und brüchig wird.

Sehr wesentlich werden die Kurbelwelle, falls ein Untersetzungsgetriebe am Motor vorhanden ist, auch dessen Zahnräder und Wellen, sowie die Propellerwelle und der Propeller selbst entlastet und dadurch betriebssicherer, wenn der Motor einen möglichst großen Gleichgang hat. In beiden Beziehungen, also sowohl hinsichtlich des Massenausgleiches als des Gleichganges wären Turbinen sehr vorteilhaft, geradezu ideal.

Aber die Gasturbine wird erst in Frage kommen, wenn es gelungen sein wird, Metalle herzustellen, die bei wesentlich höheren Temperaturen noch hinreichend fest sind, als es bei unsern heutigen Stählen der Fall ist, und dann Werkzeuge zu ihrer Bearbeitung. Denn nur durch eine wesentliche Vergrößerung des Temperaturgefälles wird sich die Gasturbine wirtschaftlich betreiben lassen[42]).

Näher scheint der Zeitpunkt für die Einführung der Dampfturbine besonders für den Antrieb großer Flugzeuge herangekommen zu sein. Wenn auch nachgewiesen worden ist, daß die Dampfturbine als Kraftmaschine zum Antrieb von mittleren und großen Flugzeugen geeignet ist[43]), so werden doch noch Jahre vergehen, bis sie zwecks Erzielung der erforderlichen Sicherheit sorgfältig durchkonstruiert, gebaut und ausprobiert sein wird. Darum müssen wir uns bis auf weiteres mit dem Kolbenverbrennungsmotor als Kraftmaschine zum Antriebe von Verkehrsflugzeugen abfinden und bereits beim Aufbau der Motoren auf die Erreichung eines möglichst guten Massenausgleiches, sowie möglichst großen Gleichganges achten.

Verhältnismäßig gut lassen sich diese z. B. bei Umlaufmotoren erzielen. Diese haben gleichzeitig den Vorteil einer geringen Baulänge. Doch eignen sie sich ihres hohen Brennstoffverbrauches und ihrer kürzeren Lebensdauer gegenüber feststehenden luftgekühlten und wassergekühlten Motoren wegen vorläufig und bis auf weiteres nicht für Verkehrsflugzeuge, die ja möglichst wirtschaftlich fliegen müssen. Dazu kommt, daß bei ihnen das Schleudern des Öles schwer soweit zu verhindern ist, wie es die Sauberkeit bei neuzeitlichen Flugzeugen erfordert.

Für kleine, stehende, luftgekühlte Motoren bis etwa zu 33 PS dürfte auf Grund unserer bisherigen Erfahrungen ein 3zylindriger Motor, bei dem die Zylinder in Sternform angeordnet sind, noch hinsichtlich des Massenausgleiches und des Gleichganges befriedigen, besonders wenn die hin- und hergehenden Teile, also vor allem Kolben und Pleuelstangen, aus Aluminiumlegierungen hergestellt werden, damit die Ausgleichsgewichte möglichst klein gehalten werden können. Die ungerade Zylinderzahl ist bei diesen Motoren nötig, damit eine fortlaufende, gleichmäßige Zündfolge der Zylinder gewährleistet wird. Noch besser ist jedoch eine Fünfzylinderanordnung.

Motoren desselben Aufbaues bis zu etwa 60 PS lassen sich gut als 5zylindrige Motoren bauen. Bis zu 81 PS käme dann ein Siebenzylindermotor und bis zu etwa 108 PS ein 9zylindriger, sternförmiger Aufbau in Frage. Alle diese Motoren haben den großen Vorteil einer sehr geringen Baulänge[45]).

Von den wassergekühlten Standmotoren ist besonders während des Krieges in Deutschland der Reihenmotor zu großer Betriebssicherheit entwickelt worden. Er läßt sich mit befriedigendem Massenausgleich und Gleichgang bei ausreichend kurzer Baulänge bis zu etwa 81 PS als Vierzylindermotor bauen. Darüber hinaus bis zu etwa 330 PS wird man ihn vorteilhafterweise als 6zylindrigen Reihenmotor herstellen. Mehr als sechs Zylinder hintereinander geben eine zu große Baulänge.

Aus den oben in Teil II angeführten Gründen müssen bei neuzeitlichen wassergekühlten Reihenmotoren bis zu etwa 330 PS die

Zylinder nach unten hängen. Eine Verringerung der Betriebssicherheit etwa durch Verölen der nach unten hängenden Zylinder ist nicht mehr zu befürchten, seitdem es gelungen ist, die Schmierung dafür zweckentsprechend zu bauen[46]).

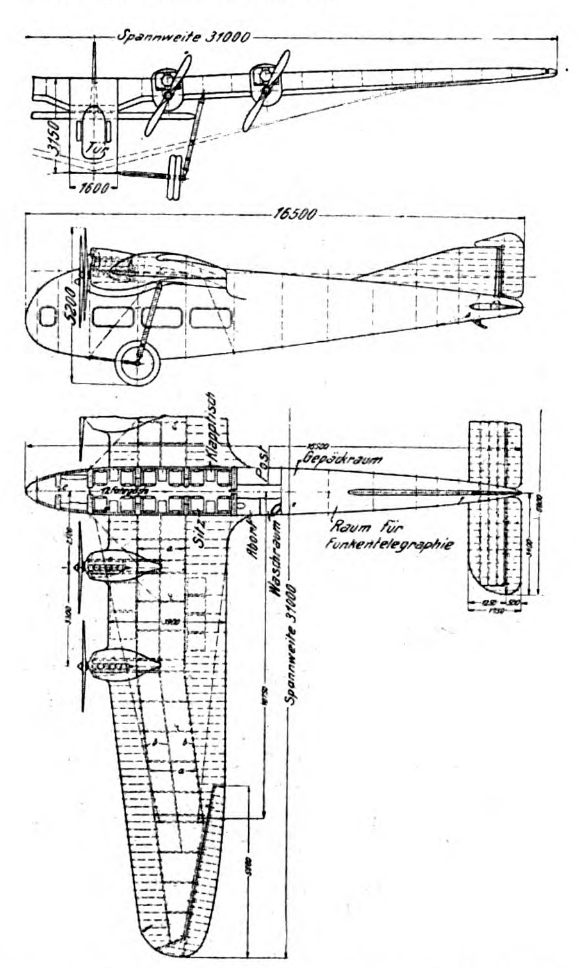


Abb. 36. 1000 PS Verkehrsflugzeug der Zeppelin-Werke G. m. b. H. in Staaken bei Berlin.

Motoren von 400 bis etwa 625 PS lassen sich gut als V-förmige Motoren bauen, bei denen die Zylinder in zwei Reihen mit je sechs Zylindern in V-Form angeordnet sind. Bei Motoren von etwa 725 bis 1000 PS könnte man die Zylinder in drei Reihen mit je sechs Zylindern anordnen. Dabei würde die Baulänge der Motoren noch befriedigen[47]).

Es liegt nun nahe, auch diese 12- und 18zylindrigen Motoren für einmotorige Flugzeuge mit hängenden Zylindern zu bauen. Dem steht jedoch entgegen, daß bei einer Zweireihenanordnung in V-Form die einander zugekehrten Zylinderseiten, besonders bei hängenden Zylindern, schlecht zugänglich sind. Bei einer Dreireihenanordnung ist außerdem die mittlere Reihe noch schlecht zugänglich. Dadurch kann die Wartung der Motoren vor und nach dem Fluge so erschwert werden, daß die Gefahr besteht, daß die Betriebssicherheit dadurch beeinträchtigt wird. Wir möchten daher vorschlagen, diese Motoren überhaupt nicht in einmotorige Flugzeuge einzubauen, sondern mindestens von 400 PS ab die Flugzeuge mit je zwei Motoren von je 215 PS ab auszurüsten.

Da wir vorschlugen, die Reihenmotoren bis zu 330 PS mit vier und sechs hängenden Zylindern zu bauen, so müssen sie also auch bei Anordnung außerhalb des Passagierrumpfes verwendet werden können. Daß das gut möglich ist, zeigt z. B. Abb. 26, die unsere Projektskizze eines 2 × 125 PS-See-Sechssitzers darstellt, bei dem die beiden Motoren mit hängenden Zylindern rechts und links des Rumpfes am mittleren Flügel aufgehängt sind. Sie sind vor und nach jedem Fluge von den Schwimmern aus gut zugänglich, können also gut kontrolliert werden. Allerdings müssen die Motoren hier unbedingt eine Einrichtung haben, die es ermöglicht, sie sicher anzulassen, ohne vorher den Propeller von Hand durchdrehen zu müssen. Diese Einrichtung muß übrigens bei jedem neuzeitlichen Verkehrsflugzeugmotor verlangt werden[48]).

Bei größeren, mittleren, großen und sehr großen Flugzeugen von etwa 800 PS ab aufwärts kann man die Motoren gut im vorderen Flügel oder in Vorbauten vor diesem so aufbauen, wie wir das aus den Abb. 36 und 37 sehen, die das 1000 PS-Landverkehrsflugzeug der Zeppelin-Werke, G. m. b. H., in Staaken bei Berlin nach den Plänen von Rohrbach und die Aufstellung der Motoren darstellen. Hier können die Motoren im Fluge aus unmittelbarer Nähe von einem Maschinisten gewartet werden. Zu diesem Zwecke ist im Flügel hinter seiner Vorderkante ein Laufgang eingebaut, in dem der Maschinist während des Fluges von einem Motor zum anderen gehen kann[49]). Auch bei dieser Art, die Motoren aufzustellen, kann man sowohl Motoren mit hängenden als mit stehenden Zylindern verwenden. Hat man sich also entschlossen, Motoren von 400 PS ab aufwärts nicht mehr in Einmotorenflugzeuge einzubauen, dann braucht man sie auch nicht mit hängenden Zylindern zu bauen.

Einen sehr guten Massenausgleich und Gleichgang gibt bei geringer Baulänge besonders bei größeren und sehr großen Motoren eine Zylinderanordnung, die von Rumpler für seinen 1000-PS-Flugmotor vorgeschlagen wurde[50]). Wie aus den Abb. 38 und 39 dieses Motors hervorgeht, ordnet er vier Zylindersterne von je sieben Zylindern hintereinander an und erzielt dadurch, ohne Ausgleichsgewichte nötig zu haben, einen guten Massenausgleich und Gleichgang bei einer geringen Baulänge von nur 1,60 m. Wenn auch der Durchmesser des Motors mit 1,21 m für seine große Leistung nicht groß ist, so ist doch zu bedenken, daß er im Fluge unbedingt gewartet werden muß. Dazu ist nötig, daß rings um ihn herum ein freier Raum von mindestens 0,47 m bleibt. Dadurch erhält die Motorverkleidung einen größten Außendurchmesser von mindestens 2,15 m.

Für einen guten Gleichgang ist beim Flugmotor aber nicht nur erforderlich, daß er eine möglichst große Zahl von gleichmäßig verteilten Krafthüben in der Zeiteinheit erhält, sondern es muß dafür gesorgt werden, daß auch die Füllungen der Zylinder möglichst gleichmäßig ausfallen, und daß die Zündungen richtig und gut erfolgen.

Gute Füllungen der Zylinder werden erzielt durch nicht zu große Geschwindigkeiten der Ansaugluft. Dazu sind entsprechend große Einlaßventile erforderlich. Aber auch die Auslaßventile müssen groß genug sein, damit die verbrannten Gase möglichst gleichmäßig vollkommen den Zylinder verlassen[51]). Hierbei kann ein richtig konstruierter Auspufftopf sehr förderlich sein, indem er die Energie der austretenden Auspuffgase benutzt, die Gasrückstände aus den Zylindern gleichmäßig vollkommen abzusaugen. Dadurch wird gleichzeitig die Leistung des Motors erhöht[52]). Auch dürfen die Ansaugleitungen vom Zylinder bis zum Vergaser nicht zu lang und eng oder zu verschieden lang sein.

Gleichmäßige und gute Zündungen zwecks Erzielung eines möglichst erschütterungsfreien Laufens und vollkommenen Gleichganges des Motors werden erzielt durch richtige Ausbildung des Verbrennungsraumes der Zylinder. Am besten ist eine Halbkugelform, bei der sorgfältig darauf geachtet ist, daß nicht etwa durch Materialanhäufungen an einzelnen Stellen zu hohe Temperaturen entstehen, die zur unrichtigen Zeit Selbstzündungen hervorrufen[53]). Aus diesem Grunde darf auch die Kompression nicht über ein zulässiges Maß gesteigert werden.

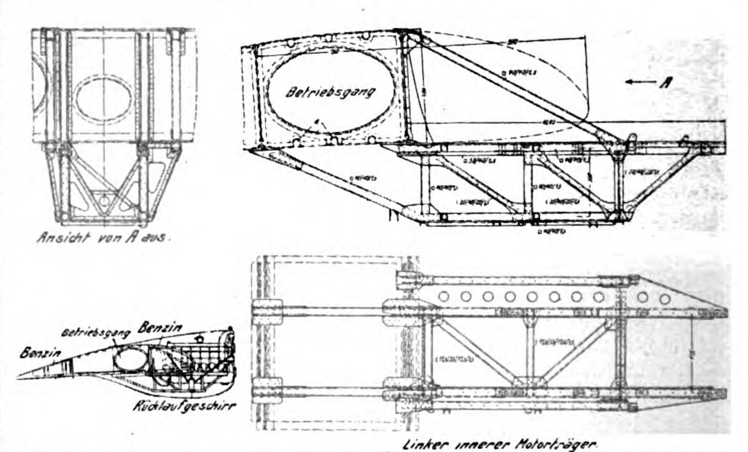


Abb. 37. Motoren-Einbau des 1000 PS Verkehrs-Flugzeugs der Zeppelin-Werke G. m. b. H. in Staaken bei Berlin.

Hauptteile der Kraftanlage.

Hat man sich auf Grund obiger Gesichtspunkte zur Erreichung möglichst großer Sicherheit und damit auch Betriebssicherheit des Motors für einen bestimmten Aufbau des Flugzeuges und des Motors entschlossen, dann müssen sorgfältigst die Kräfte ermittelt

werden, die die einzelnen Teile des Motors auszuhalten haben. Unter Verwendung der besten und geeignetsten Materialien für die einzelnen Teile können dann die erforderlichen Querschnitte errechnet werden.

Dabei ist zu beachten, daß das Motorgehäuse[54]) heute am besten aus Silumin gegossen wird. Es hat die Kräfte zu übertragen, die es durch die Zylinder erhält, die an ihm angeschraubt sind; ferner muß es den Schraubenschub durch das Motorfundament auf das gesamte Flugzeug übertragen und als Fundament für die Nebenapparate dienen. Dabei dürfen die Wandstärken selbst bei an und für sich zulässigen Beanspruchungen nicht so weit verringert werden, daß das Gehäuse unzulässige Verbiegungen erleidet, da

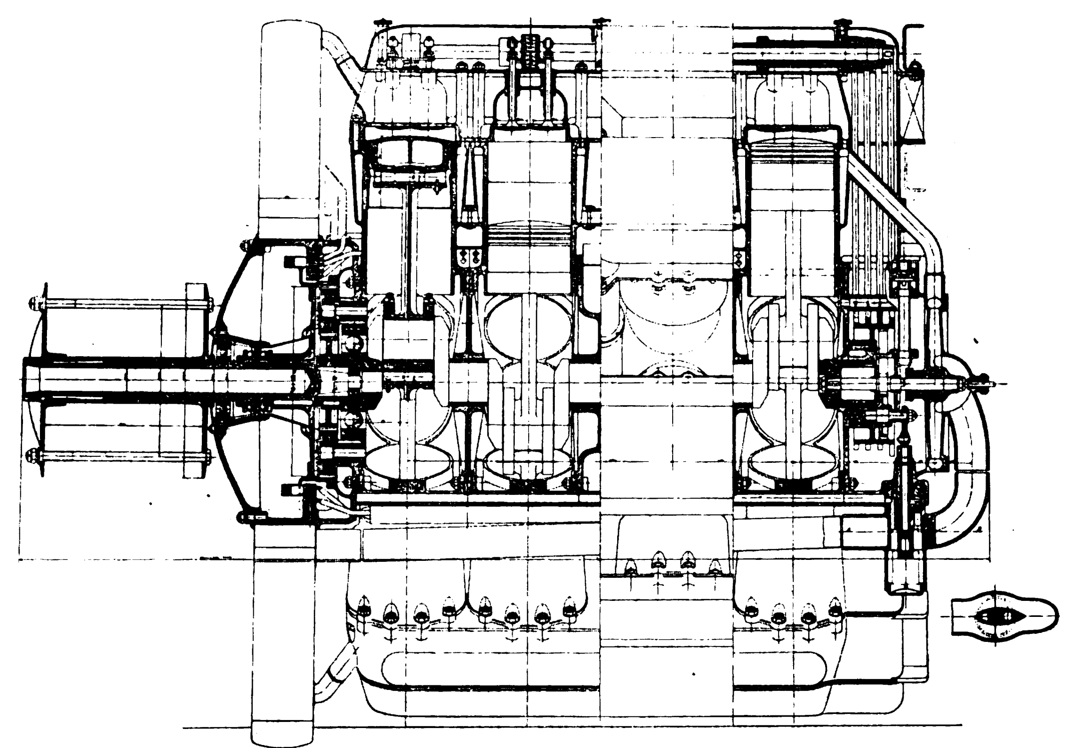


Abb. 38. 1000 PS Rumpler-Flug-Motor, Seitenansicht und Längsschnitt.

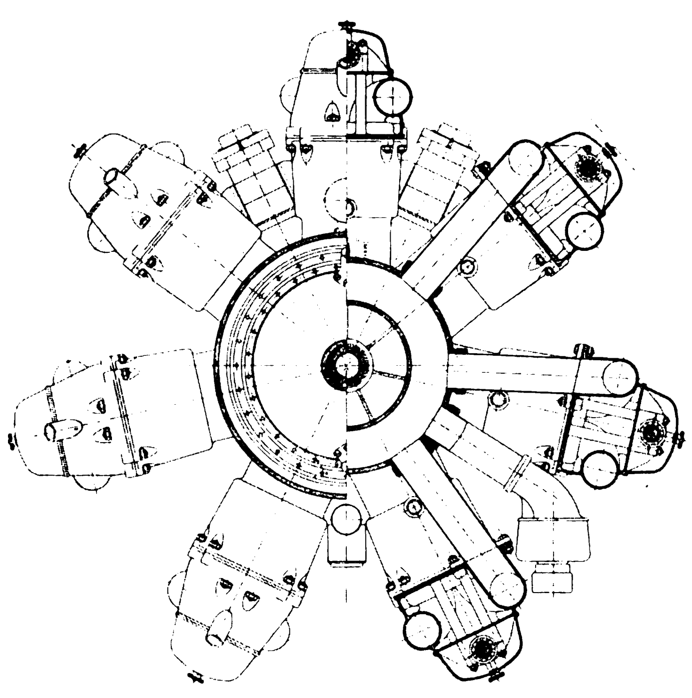


Abb. 39. 1000 PS Rumpler-Flug-Motor.

dadurch sonst Klemmungen hervorgerufen werden, die Brüche der Welle, Zylinder, Pleuelstange und des Gehäuses selbst verursachen.

Wird das Kurbelgehäuse gleichzeitig als Ölbehälter benutzt, dann muß dafür gesorgt werden, daß bei Schräglagen des Flugzeuges weder die vorderen noch die hinteren Zylinder zu viel Öl erhalten, was z. B. durch einen Doppelboden erzielt werden kann, der den Ölbehälter vollkommen vom Kurbelraume trennt.

Bei den Zylindern müssen Materialanhäufungen an einzelnen Stellen vermieden werden, nicht allein des möglichst geringen Gewichtes wegen, und damit die dadurch hervorgerufenen zu starken Erwärmungen dieser Stellen nicht etwa Frühzündungen veranlassen, sondern auch, damit zu große Wärmespannungen beim Gießen sowohl wie beim Betriebe vermieden werden, die Zylinderbrüche bewirken können. Man bearbeitet daher vorteilhafterweise die Zylinder möglichst weitgehend. Während sie zu Ende des Krieges häufig aus geschmiedetem Stahl mit angeschweißten Ventilstutzen und Kühlmänteln hergestellt wurden, verwendet man in neuerer Zeit mit Vorteil den Siluminguß. Er ist besonders seiner großen Festigkeit bei ausreichender Dehnung, leichten Bearbeitbarkeit und guten Wärmeleitung wegen beliebt. Die Lauffläche wird aus Stahl besonders eingesetzt.

Große Sorgfalt ist der Befestigung der Zylinder am Kurbelgehäuse und ihrer Sicherung zu widmen, da Lockerungen unfehlbar zum Bruch führen. Überhaupt ist der Sicherung aller Teile bei Flugmotoren größte Sorgfalt zu schenken.

Die Anordnung der Ventile wird bei den Verkehrsflugzeugmotoren in erster Linie durch die Forderung nach einem möglichst einfachen, glatten Kompressionsraume bestimmt. Um einen Verbrennungsraum zu erhalten, der sich möglichst weit der wärmetechnisch am günstigsten Halbkugelform annähert, ordnet man am besten die Ventile im Zylinderkopf hängend an. Man muß dann allerdings die Unbequemlichkeit in Kauf nehmen, die Zylinder abzunehmen, wenn man die Ventile auswechseln muß[55]).

Die Ventile bei Flugmotoren haben sich als Tellerventile mit geradem oder konischem Sitz gut bewährt[56]). Es ist dabei zu beachten, daß der Übergang vom Teller zum Schaft möglichst allmählich stattfindet, damit das stark erhitzte Ventil nicht infolge ungleichmäßiger Erwärmung an der Spindel abreißt und der Teller den Kolbenboden durchschlägt.

Als Anhalt für die Bemessung der Ventilquerschnitte kann dienen, daß die mittlere Gasgeschwindigkeit 50 bis 80 m/s nicht überschreiten soll. Ergeben sich zu große Durchmesser, die ein Werfen, Verziehen oder Überhitzen befürchten lassen, dann hat man für Ein- und Auslaß mehrere Ventile in jedem Zylinder vorzusehen. Nach Möglichkeit verwendet man für Ein- und Auslaßventile dieselben Abmessungen, da man dadurch die Zahl der Ersatzteile verringern kann. Die Führung der Ventile muß ein Kippen derselben unbedingt verhüten. Die Ventilfeder muß so stark sein, daß die Steuerung der Geschwindigkeit des Nockens folgt und kein Abheben der Rolle von dem Steuerungsnocken eintritt. Die Steuerung muß daher möglichst geringe Massen haben.

Die Kolben müssen vor allem leicht und fest sein und die Wärme gut ableiten. Diese Bedingungen kann man sehr gut durch Herstellung derselben aus Leichtmetallen erfüllen[57]). Das dadurch erzielte geringe Gewicht entlastet das Triebwerk, weil bei Verwendung von Leichtmetallen die Massenkräfte gering werden. Aber das geringe Gewicht allein genügt nicht, sondern die Kolben müssen auch zwecks guten Massenausgleiches unter sich möglichst gleichschwer

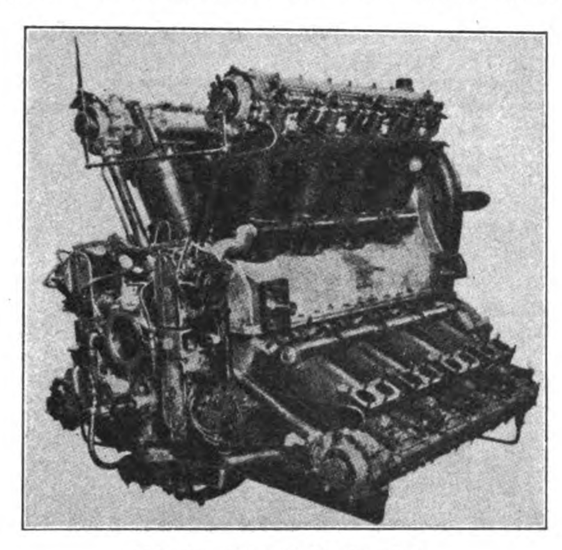


Abb. 40. 1000 PS Napier »Cub«.

sein. Große Sorgfalt ist auf die Ausbildung des hohlen Kolbenbolzens aus gehärtetem und geschliffenem Chromnickelstahl und seiner Schmierung zu legen, damit er bei möglichst geringem Gewicht die Kolbenkraft bei möglichst geringer Reibung und Abnutzung gut überträgt, sodaß weder er noch der Kolben überanstrengt wird. Die Abdichtung des Kolbens muß durch gut eingeschliffene Kolbenringe geschehen, deren Stöße gegeneinander versetzt sein und etwas Spiel haben müssen, damit sie nicht ecken und fressen.

Die Schubstangen sind entweder aus Silumin oder Duralumin herzustellen, damit sie infolge möglichster Leichtigkeit möglichst kleine Massenkräfte geben. Auch müssen sie, wie die Kolben und Kolbenbolzen, unter sich zur Erzielung guten Massenausgleiches möglichst gleich schwer sein. Die Kolbenbolzenlagerung der Schubstange muß so bemessen werden, daß auf eine Nachstellbarkeit infolge sehr geringer Abnutzung verzichtet werden kann. Dagegen

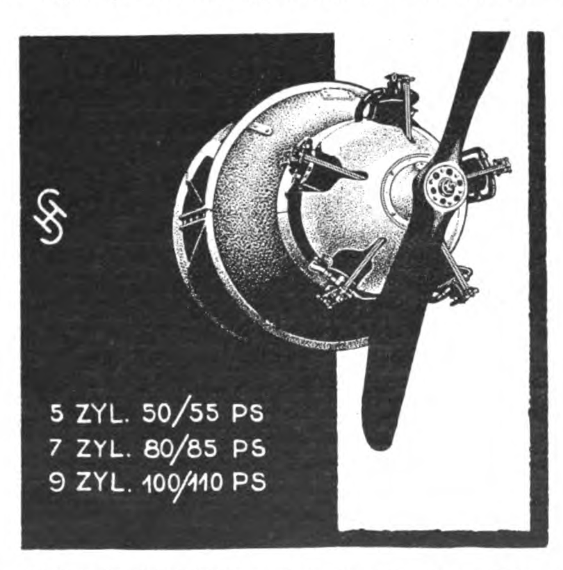


Abb. 41. Einbau der luftgekühlten, stehenden Sternflugmotoren der Firma Siemens & Halske, A.-G., Siemensstadt bei Berlin.

empfiehlt es sich, die Kurbelwellenzapfenlagerung aus Bronzeschalen mit Weißmetallausgießung nachstellbar herzustellen. Große Sorgfalt ist auf die zwangläufige Schmierung beider Lager zu legen[58]).

Die gekröpfte Kurbelwelle ist aus Chromnickelstahl von mindestens 75 bis 80 kg/mm² Zugfestigkeit und reichlicher Dehnung herzustellen. Sie ist möglichst nur in Kugellagern anstatt Gleitlagern zu lagern, da Kugellager geringere Abnutzung haben, so daß die Lager dauernd gut tragen und die Welle günstig beansprucht wird. Außerdem ist am Propellerlager ein Kugellager für Druck- und Zugaufnahme der Propellerkraft vorzusehen.

Trotz hoher Festigkeit muß die Welle nicht nur möglichst leicht sondern auch gut ausbalanciert sein, damit sie im Betriebe bei den hohen Drehzahlen nicht in unzulässige Schwingungen gerät[59]).

Die Schmierung hat nicht nur die Aufgabe zu erfüllen, die beweglichen Teile gegeneinander zwecks Verminderung der Reibung durch eine Ölschicht zu trennen, sondern sie soll auch, da die Wärmeabführung durch Leitung und Strahlung bei den meisten beweglichen Teilen des Motors zu gering ist, die Wärme durch das Öl abführen und sie im Gehäuse oder in besonderen Ölbehältern auf große von der Luft gekühlte Flächen verteilen. Vorteilhaft ist auch, durch den Ölbehälter im Kurbelgehäuse Ansaugekanäle des Vergasers zu legen, wodurch das Öl gekühlt wird. Um den Ölverbrauch möglichst niedrig zu halten, muß man durch geeignete Pumpen das Öl zwangläufig immer wieder von neuem an die zu schmierenden Stellen befördern, sodaß man nur immer so viel neues Öl zuzusetzen braucht als tatsächlich durch Verbrennen in den Zylindern oder durch Verdunsten und Undichtigkeiten verloren geht. Auf diese Weise läßt sich bei guter, betriebssicherer Schmierung der Ölverbrauch auf weniger als 20 g pro PS und h herunterdrücken.

Als Ölpumpen werden mit gutem Erfolg sowohl Zahnradpumpen als durch Schieber gesteuerte Kolbenpumpen verwendet. Meistens kombiniert man Umlauf- und Frischölpumpen.

Unerläßlich ist es, daß zwischen Ölbehälter und Pumpen ein Seiher eingeschaltet wird, damit das umlaufende Öl, ehe es wieder von der Pumpe angesaugt und an die zu schmierenden Stellen

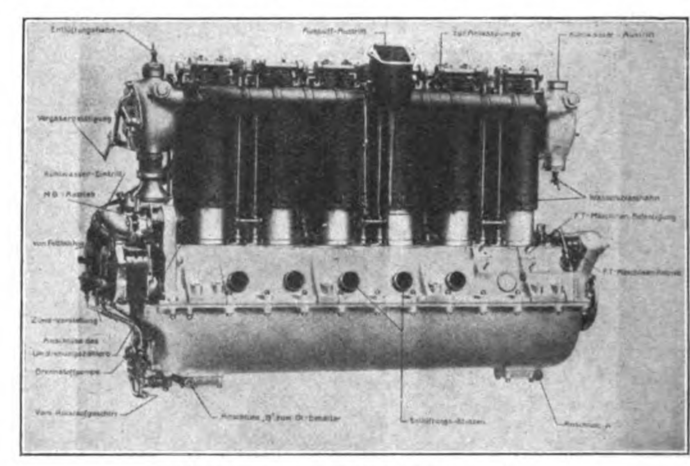


Abb. 42. 260 PS Maybach-Flugmotor.

gedrückt wird, von Ölkohle und Schmutz gereinigt wird. Dieser Seiher muß gut zugänglich sein, damit er leicht vor jedem Fluge gereinigt werden kann[60]).

Die Kühlung der Zylinder geschieht entweder unmittelbar oder durch Vermittelung des Wassers durch die Luft[61]). Die unmittelbare Kühlung der Zylinder durch die Luft ist darum schwierig, weil die Oberfläche der Zylinder, die gekühlt werden soll, im Verhältnis zur Wärmeaufnahmefähigkeit der Luft klein ist. Die Wärmeaufnahmefähigkeit des Wassers dagegen ist wesentlich größer. Außerdem kann man dem erwärmten Wasser im Kühler eine viel größere luftbestrichene Oberfläche geben als dem Zylinder.

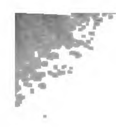
Verwendet man, wie es bei den stehenden, sternförmigen Motoren der Firma Siemens & Halske, A.-G. (Abb. 41), geschieht, die Luft unmittelbar zur Kühlung, dann muß man durch Rippen an den Zylinderköpfen die durch die Kühlluft bestrichene Oberfläche der Zylinder möglichst weitgehend vergrößern.

Bei wassergekühlten Motoren muß das Kühlwasser durch eine Zentrifugal- oder Schraubenpumpe aus dem Kühler durch die Kühlmäntel der Zylinder gedrückt werden[62]). Es steigt dann in ihnen erwärmt nach oben und läuft dem Kühler zu.

Da die Verbindung der Kühlmäntel der verschiedenen Zylinder mit Gummimuffen wiederholt zu Störungen Anlaß gegeben hat, sollten die Gummimuffen möglichst bald durch eine betriebssichere Verbindung ersetzt werden[62b]).

Zur Erhöhung der Betriebssicherheit der Zündung sollten alle Flugmotoren mit mindestens zwei getrennten Zündmagneten und mindestens zwei Zündkerzen pro Zylinder versehen sein[63]).

Bisher haben sich bei Flugmotoren nur Vergaser zur Herstellung des Luftbrennstoffgemisches bewährt. Doch ist zu hoffen, daß es bald gelingt, die Gemischbildung auch durch Einspritzen des Brennstoffes in den mit komprimierter Luft gefüllten Zylinder zu



erzielen. Denn dadurch würde es möglich sein, betriebssicher höhere Kompressionsdrücke und damit einen besseren thermischen Wirkungsgrad zu erzielen. Gleichzeitig könnte man dadurch schwerere Brennstoffe vergasen, die billiger als Benzin und Benzol sind. Auch würde der Betrieb durch das Einspritzen des Brennstoffes betriebssicherer gestaltet werden können als bei unsern heutigen Vergasern, bei denen der Brennstoff durch Düsen angesaugt wird, die nur eine kleine Öffnung haben und sich daher leicht verstopfen können[64].

Der Vergaser muß so konstruiert sein, daß er von Langsamlauf bis Vollauf nicht nur sicher arbeitet, sondern auch dem Motor möglichst wirtschaftliche Gemische von Luft und Brennstoffgasen zuführt. Das wird dadurch erreicht, daß man z. B. bei Langsamlauf automatisch durch eine Nebenluftöffnung Luft in die Zylinder ansaugen läßt. Dagegen schaltet man allmählich beim Übergang von Mittel- zu Volleistung eine oder mehrere weitere Düsen zu. Letzteres geschieht besonders bei Höhenmotoren. Dann muß eine betriebssichere Einrichtung getroffen werden, daß das Höhengas nicht versehentlich bereits in zu geringen Höhen auf längere Zeit eingeschaltet wird, da sonst die Betriebssicherheit des Motors und seine Lebensdauer leiden. Ferner müssen Vorkehrungen getroffen werden, die die nicht leicht ganz zu vermeidenden Vergaserbrände unschädlich machen. Dazu gehört: Einschalten von Sicherheitssieben in die Saugleitung, Ableitung des etwa am Schwimmer überlaufenden Benzins ins Freie, sodaß die Menge des Benzins, die sich entzünden kann, auf ein Minimum beschränkt wird, bei Holzflugzeugen Vermeiden von Holzteilen beim Motoreneinbau, mindestens in der Umgebung des Vergasers, Verkleidung von Holzteilen mit Metall und Asbest[65].

Unerläßlich ist es, daß alle Teile, die vor und nach dem Fluge oder bei sehr großen Flugzeugen sogar während des Fluges nachgesehen und gereinigt werden müssen, wie z. B. Ölpumpen, Ölfilter, Wasserpumpe, Zündmagnete und Zündkerzen gut zugänglich und leicht abnehmbar eingerichtet werden. Dabei ist zu bedenken, daß bei einmotorigen Flugzeugen, bei denen der Motor im vorderen Rumpfteile aufgestellt wird, hinter dem Motor eine feuersichere Wand angeordnet wird, sodaß von rückwärts der Motor schlecht zugänglich ist. Es müssen daher Wasserpumpe, Zündmagnete und Vergaser, die etwa am rückwärtigen Teile des Motors aufgestellt werden, von den Seiten gut zugänglich sein.

In dieser Beziehung ist der sonst sehr gut bewährte 260-PS-Maybachmotor, Abb. 42, noch verbesserungsbedürftig.

Die Lage der Benzinbehälter ist einmal dadurch bestimmt, daß sie nicht zu weit vom Gesamtschwerpunkte des Flugzeuges entfernt sein dürfen, damit sie voll gegenüber leer nicht zu große Drehmomente auf die Querachse des Flugzeuges erzeugen, die durch die Höhenflosse und das Höhenruder ausgeglichen werden müssen. Dann aber muß das Benzin auch weit genug vom Motor und Auspufftopf entfernt gelagert sein, damit es bei Undichtwerden der Benzinbehälter infolge einer zu harten Landung nicht durch den Motor oder seinen Auspufftopf in Brand geraten kann. Der gegebene Platz für den Benzinbehälter ist daher im Flügel zu sehen. Bei Flugzeugen mit über dem Rumpf liegenden Flügeln, wie bei unseren Projektskizzen (Abb. 23 bis 26) hat diese Aufstellung der Benzinbehälter noch den Vorteil, daß der Zulauf zum Vergaser durch das natürliche Gefälle erzielt werden kann, was betriebssicherer ist, als wenn das Benzin dem Vergaser zugepumpt werden muß.

Wenn auch im allgemeinen bei Verkehrsflugzeugen keine Gefahr besteht, daß etwa unter Druck stehende Benzinbehälter durch Schußverletzungen undicht werden, so ist doch aus dem Gesichtspunkte heraus, daß ein unter Druck stehender Behälter bei harten Landungen leichter undicht wird als ein Behälter, der innen und außen denselben atmosphärischen Druck hat, der größeren Betriebssicherheit wegen vorzuziehen, das Benzin durch eine besondere Pumpe dem Vergaser zuzupumpen, falls der Behälter nicht weit genug über demselben angeordnet werden kann. Selbstverständlich ist, daß der Einguß mit einem Sicherheitssieb abgedeckt wird[66] und der Behälterraum durch Schotten unterteilt wird.

Bei Flugzeugen, die mit Zugpropellern arbeiten, ist der gegebene Platz für den Kühler der Raum zwischen Propeller und Motor. Bildet man das Untersetzungsgetriebe am Motor nach Art des Rolls-Royce-Getriebes als Planetengetriebe aus (vgl. Abb. 43 und 44), dann läßt es sich sehr gedrungen bauen, so daß man den Kühler bei Motoren mit hängenden Zylindern sehr gut unterhalb des Getriebes anordnen kann (vgl. Abb. 23 bis 26).

Bei Reihenmotoren mit stehenden Zylindern wird man am besten den Kühler oberhalb des Getriebes aufstellen (vgl. Abb. 34 bis 36).

Bei sehr großen Motoren nach der von Rumpler vorgeschlagenen Bauweise, bei der vier Zylindersterne hintereinander angeordnet sind, baut man den Kühler am vorteilhaftesten rings um das Getriebe oder unmittelbar vor dasselbe um die Propellerwelle herum.

Daraus ergibt sich, daß der Kühler der größeren Betriebssicherheit wegen eng mit dem Motor zusammengebaut werden sollte. Auch hier sind die bisher gebräuchlichen Gummimuffen zur Verbindung der Kühlwasserleitung mit den Zylindern und der Wasserpumpe baldmöglichst durch betriebssichere Konstruktionen zu ersetzen.

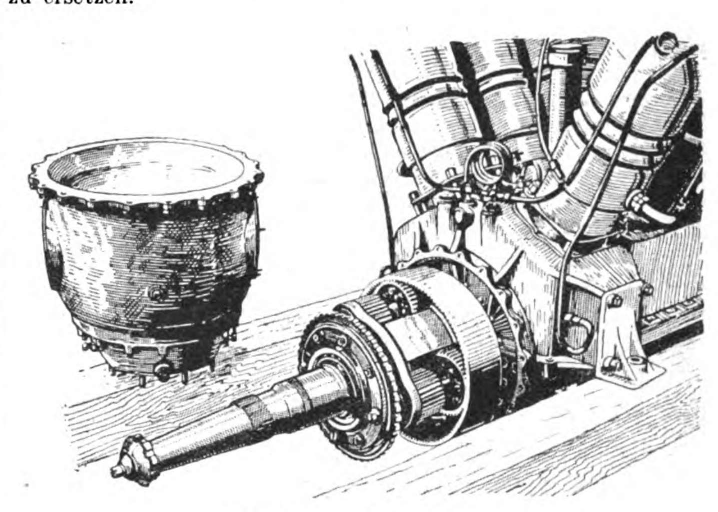


Abb. 43. Rolls-Royce-Getriebe.

Die Größe des Kühlers muß nach der Motorleistung und der Geschwindigkeit des Flugzeuges bemessen werden. Sie läßt sich auf Grund von Versuchen und Betriebserfahrungen berechnen.

Der Kühler muß bei genügender Kühlwirkung, ausreichender Festigkeit und Lebensdauer ein möglichst geringes Gewicht, einen möglichst kleinen Luftwiderstand und einen möglichst kleinen Raum haben. Der verschieden warmen Außenluft ist er dadurch anzupassen, daß man Einrichtungen vorsieht, die betriebssicher im Fluge seine Kühlfläche vermindern und vergrößern lassen. Das kann man z. B. durch Klappen oder Rolljalousien bewirken, die mehr oder weniger große Teile des Kühlers abdecken.

Damit der Kühler obige Forderungen erfüllen kann, muß man das zu kühlende Wasser in ihm möglichst weitgehend unterteilen, sodaß es mit möglichst großer Fläche mit der Kühlluft in Berührung kommt. Dabei ist darauf zu achten, daß der Wasserwiderstand

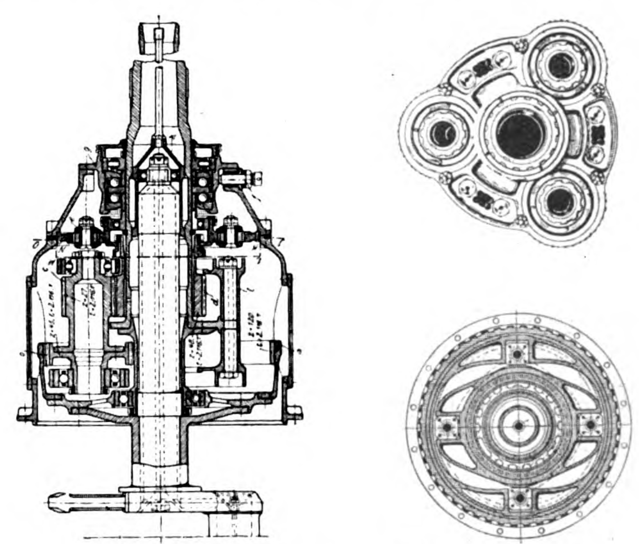


Abb. 44. Rolls-Royce-Getriebe.

des Kühlers nicht zu groß wird, damit die Wasserpumpe nicht zu viel Leistung des Motors verbraucht.

Bei der Anordnung des Kühlers unterhalb des Getriebes erreicht man auch bei Motoren mit hängenden Zylindern, daß immer genügend Kühlwasser oberhalb der Zylinder steht, was für eine sichere Kühlung unbedingt erforderlich ist. Bei Motoren mit stehenden Zylindern ist zu diesem Zweck ein Wasserbehälter mit Reservekühlwasser in entsprechender Höhe über dem Motor anzubringen[67].

Aus Gründen der Sicherheit sollte mit allen Mitteln danach gestrebt werden, daß die Holzpropeller durch solche aus Metall ersetzt werden, oder wenigstens zunächst durch solche, bei denen die Hauptkräfte, die auf den Propeller wirken, durch zuverlässige Metalle aufgenommen werden. Einen Anfang macht in dieser Beziehung der Haw-Propeller[68]. Aber auch der Holzpropeller kann wesentlich fester und damit sicherer gemacht werden, wenn die Nabe so konstruiert wird, daß sie nicht verlangt, daß der Propeller gerade da, wo die größten Kräfte auftreten, durchbohrt zu werden braucht.

Bei einer Anordnung der Motoren und Propeller, wie sie z. B. bei unserm Projekt eines 10000-PS-Übersee-Verkehrsflugzeuges auf Abb. 35 vorgesehen wurde, empfiehlt es sich zur Erhöhung der Sicherheit der Kraftanlage die benachbarten Propeller in verschiedenen Ebenen — z. B. den einen vor dem anderen — laufen zu lassen, damit beim Zerspringen eines Propellers nicht nacheinander die übrigen Propeller durch Sprengstücke beschädigt werden.

Bedienung und Wartung.

Ist es so gelungen, sowohl das Flugzeug wie die Kraftanlage, bestehend aus: Motor mit Getriebe, Betriebsstoffanlage, Zünd-, Kühler- und Propelleranlage vollkommen betriebssicher herzustellen, dann ist nur noch nötig, dem Flugzeugführer und dem Maschinisten Mittel an die Hand zu geben, die die Bedienung und Wartung so erleichtern, daß die Betriebssicherheit des Flugzeuges und seiner Kraftanlage auch im Fluge dauernd gewährleistet ist.

Zu diesen Hilfsmitteln gehört nicht nur das Vorhandensein der entsprechenden Instrumente und Bedienungshebel, sondern auch eine richtige Anbringung und Aufstellung derselben[69].

Grundsätzlich ist zu fordern, daß alle Bedienungshebel und Schalter zur Inbetriebsetzung und Regelung der Kraftanlage links vom Führersitz angebracht werden. Denn im allgemeinen ist die linke Hand des Menschen weniger ausgebildet und geübt und damit weniger feinfühlig als die rechte. Doch reicht die geringere Geschicklichkeit der linken Hand zur Inbetriebsetzung und Regelung der Kraftanlage vollkommen aus. Dagegen soll die geschicktere rechte Hand zur Bedienung der empfindlicheren Steuer unter allen Umständen frei bleiben[69b].

An Instrumenten zur Sicherstellung richtigen Steuerns, auch im Nebel, sind mindestens zu fordern: ein möglichst vollkommener Neigungsmesser für das Flugzeug, ein Variometer, eine Uhr, ein Kompaß, der kompensiert sein muß, ein Höhenmesser, ein Fahrtmesser und ein Beschleunigungsmesser. Flüge bei Nebel sind sicher nur auszuführen bei Vorhandensein einer Einrichtung für drahtlose Telephonie oder Telegraphie[70].

Zur Kontrolle der Kraftanlage im Fluge sind unbedingt erforderlich: Drehzähler für die Motoren, Meßinstrumente für die vorhandenen Betriebsstoffmengen, Thermometer für die Kühleranlage, eventuell auch für die Schmieranlage.

Sämtliche Instrumente und Schalter sind übersichtlich, sodaß sie vom dem Führer mühelos beobachtet werden können, anzuordnen und bei Nachtflügen so zu beleuchten, daß der Führer nicht geblendet wird.

Unbedingt erforderlich ist es, daß alle Rohr- und elektrischen Leitungen und Gestänge nach dem Motor so verlegt werden, daß sie mindestens vor und nach jedem Fluge leicht kontrolliert werden können.

Bei sehr großen Flugzeugen muß ferner eine geeignete Einrichtung bestehen, durch die sich der Führer mit den von ihm entfernt an den Motoren arbeitenden Maschinisten verständigen kann.

Wenn auch das Flugzeug und seine Kraftanlage vollkommen feuersicher hergestellt und erhalten werden können, so ist es doch auch bei Metallflugzeugen nicht ganz ausgeschlossen, daß durch die Unachtsamkeit rauchender Reisender Feuer im Flugzeug entsteht. Zu dessen Bekämpfung sind an geeigneten Stellen kleine Feuerlöscher anzubringen.

Ist so alles geschehen, um allen Gefahren für die Reisenden und die Flugzeugbesatzung vorzubeugen, sie zu verhüten und zu bekämpfen, so kann man zur Rettung der Reisenden aus Gefahren, die ihnen bei Unfällen des Flugzeuges in der Luft oder bei der Landung auf See begegnen können, für jeden Reisenden einen geeigneten Fallschirm und eine Schwimmweste mitführen[37].

Während wohl sich die meisten Reisenden bei der Gefahr des Versinkens des auf See gelandeten Flugzeuges freiwillig die Schwimmweste anlegen und ins Wasser springen werden, dürfte es bei den meisten normalen Luftreisenden nicht leicht fallen, sie zu bewegen, mit dem Fallschirm aus dem Flugzeuge in die Tiefe zu springen, obwohl man meinen sollte, daß die Wahl zwischen dem sicheren Tode im abstürzenden Flugzeuge und der Möglichkeit durch den Fallschirm gerettet zu werden, nicht schwer fallen sollte.

IV. Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen hinsichtlich der Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs mit Flugzeugen.

Sicherheit und geringes Gewicht.

Während es für Kriegsflugzeuge sowohl für das Heer wie für die Marine in erster Linie darauf ankommt, daß die Flugzeuge und ihre Kraftanlagen zu jeder Zeit denen der voraussichtlichen Gegner nicht nur gleichwertig, sondern möglichst weitgehend überlegen sind und dabei die Wirtschaftlichkeit erst in zweiter Linie berücksichtigt zu werden braucht, kommt es bei Verkehrsflugzeugen neben nur irgend möglicher Sicherheit und Bequemlichkeit für die Reisenden vor allem auf Wirtschaftlichkeit an. Dabei gilt ganz allgemein, daß jede Maßnahme zur Förderung der Sicherheit, sofern sie mit wirtschaftlichen Mitteln, also mit genügend geringem Gewicht, entsprechend kleinem schädlichen Widerstand, möglichst wenig und billigen Materialien und möglichst wenig Arbeit erzielt wird, zur Hebung der Wirtschaftlichkeit beiträgt. Denn, wie bereits kurz erwähnt, kann sich das Flugzeug als Schnellverkehrsmittel im größeren Umfange nur dann einführen, wenn die Sicherheit und damit auch die Betriebssicherheit soweit entwickelt werden, daß ein möglichst großes, mindestens aber ausreichendes Vertrauen zu ihm bei den in Frage kommenden Reisenden besteht und sich immer aufs neue und immer mehr entwickelt und festigt. Außer durch Vermehrung der Zahl der Reisenden infolge Hebung des Vertrauens zu dem Flugzeuge als sicherem Schnellverkehrsmittel, das die Gewähr für eine pünktliche, fahrplanmäßige Beförderung bietet, trägt die Sicherheit des Flugzeuges und seiner Kraftanlage dadurch wesentlich zur Verbesserung der Wirtschaftlichkeit des Reisens im Flugzeuge bei, daß durch Verringerung der Zahl der Notlandungen die Lebensdauer des Flugzeuges und seiner Kraftanlage wesentlich erhöht wird. Denn gerade bei ihnen werden Flugzeug und Kraftanlage am stärksten beansprucht[71].

Gelänge es z. B., die Kraftanlage unseres 10000-PS-Übersee-Verkehrsflugzeuges der Zahlentafel II Nr. 26 und Abb. 35 absolut betriebssicher herzustellen, dann könnte man bei ihm die Schwimmer so am Flugzeuge befestigen, daß sie von dem Augenblick ab, in dem das Flugzeug beim Start die zum Fliegen erforderliche Geschwindigkeit hat, gelöst werden könnten, so daß sie nicht mit in die Luft genommen zu werden brauchten. Für das Gewicht der Schwimmer könnte man dann mehr Nutzlast mitnehmen. Bei der Annahme, daß ein Reisender mit Gepäck und Verpflegung für 14 h 125 kg wiegt, könnten also für die beiden Schwimmer im Gewichte von etwa 9000 kg gut 70 Reisende mehr mitfliegen. Oder aber, wenn man in Höhe der Schwimmergewichte mehr Brennstoffgewichte mitnähme, könnte man die Reichweite des Flugzeuges bedeutend erhöhen. Aus angenäherten Berechnungen ermittelten wir, daß zwecks Zurücklegung einer Strecke von 1980 km unser Flugzeug, das mit einer Eigengeschwindigkeit von etwa 190 km/h bei einem entgegenwehenden starken Winde von 50 km/h etwa 14 h fliegen muß, dabei etwa 25400 kg Brennstoffe verbraucht. Danach könnte es also mit 9000 kg Brennstoffen mehr etwa 700 km weiter fliegen, also im ganzen mit 70 Reisenden etwa 2680 km anstatt nur 1980 km.

Man könnte nun noch daran denken, auch die Abstützungen zwischen den Schwimmern und den Flügeln, die ebenfalls mehrere tausend Kilogramm wiegen, fortzulassen, um an ihrer Stelle mehr Reisende oder mehr Brennstoffe mitzunehmen. Doch möchten wir darauf hinweisen, daß der Raum auch einer vielleicht etwas niedrigeren Schwimmerabstützung, wie der in unserer Abb. 35 sehr vorteilhaft als Aufenthaltsraum für die Reisenden benutzt werden kann, wenn es gilt, schöne Landschaften durch entsprechend große Fenster in den Seitenwänden der Schwimmerabstützungen bequem zu beobachten.

Man kann uns vorwerfen, daß der Vorschlag, die Schwimmer lösbar zu machen und nicht jederzeit zur Landung zur Verfügung zu haben, sehr kühn oder gar leichtsinnig ist. Da möchten wir erwidern, daß man sich längst daran gewöhnt hat, niemand für kühn oder leichtsinnig zu halten, der einen Schnellzug benutzt, obwohl er weiß, daß, wenn der Schnellzug in voller Fahrt entgleist, sein Leben zum mindesten in großer Gefahr ist. Übrigens setzten wir ja auch absolute Betriebssicherheit der Kraftanlage des Flugzeuges voraus.

Die Landung eines schwimmerlosen Verkehrsflugzeuges im Hafen des Bestimmungsortes hätte dann so zu geschehen, daß es sich mit

möglichst geringer Geschwindigkeit auf zwei möglichst mit derselben Geschwindigkeit infolge eigener Kraft fahrender Schwimmer oder Gleitboote aufsetzt. Die Landungsgeschwindigkeit sehr großer Flugzeuge, die sehr große Strecken ununterbrochen fliegen, ist ja infolge der großen Erleichterung gegen Ende des Fluges infolge des verbrauchten Brennstoffes verhältnismäßig gering. So hätte unser 10000-PS-Übersee-Verkehrsflugzeug, das zu Beginn des Fluges eine Flächenbelastung von etwa 75 kg/m² hat, am Ende des Fluges nur noch eine solche von etwa 59 kg/m². Dabei betrüge die Landegeschwindigkeit etwa 100 km/h. Gelänge es nun auf irgendeine Weise, z. B. durch Spalt- oder Düsenflügel die Landegeschwindigkeit noch weiter herabzudrücken, dann wäre es sehr gut möglich, den Schwimmern oder Gleitbooten, auf denen das Flugzeug bei der Landung aufsetzen soll, durch entsprechend starke Motoren mit Wasser- oder Luftpropellern die Geschwindigkeit des Flugzeuges bei der Landung zu geben, sodaß im Augenblick des Aufsetzens der Flugzeug-Schwimmerabstützungen auf die Schwimmer die Relativgeschwindigkeit zwischen beiden 0 ist.

Weiter ist es für eine möglichst große Wirtschaftlichkeit nötig, daß wir sowohl das Flugzeug wie seine Kraftanlage bei größtmöglicher Sicherheit mit möglichst geringem Gewicht bauen, ohne daß dadurch die Lebensdauer und damit die Zeit für die Abschreibungen beider zu sehr verringert wird. Auch diese Forderung führt uns dazu, danach zu streben, immer mehr das Flugzeug aus geeigneten Metallen anstatt aus Holz zu bauen. Wenn auch der Anschaffungspreis des Flugzeuges aus Metall höher wird als bei Holzflugzeugen und auch etwaige Reparaturen beim Metallflugzeug vielleicht heute noch teurer sind als beim Holzflugzeuge, so scheint es uns doch, daß das Vertrauen zu der größeren Sicherheit der Metallflugzeuge und die größere Lebensdauer derselben bei geringerem Eigengewichte diesem eine bessere Wirtschaftlichkeit im ganzen sichern wird. Dazu wird auch nicht unwesentlich beitragen, daß die Versicherungsgesellschaften für Metallflugzeuge geringere Versicherungsprämien fordern werden als für Holzflugzeuge[72]).

Sehr gut hat sich eine Bauweise bewährt, wie wir sie beim Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., in Friedrichshafen am Bodensee während des Krieges bei Land- und Seeflugzeugen und vorher bei der Gothaer Waggonfabrik A.-G. in Gotha und den Harlan-Werken, G. m. b. H., in Johannisthal bei Berlin ausgeführt haben. Bei ihr wurden Holz- und an besonders stark beanspruchten Stellen Stahl- und Duraluminkonstruktionen kombiniert verwendet. Doch betrachten wir diese Art zu bauen nur als eine Übergangsbauweise. Das Endziel scheint uns die Metallbauweise aus geeigneten Metallen zu sein, bei der mindestens alle Teile, die wesentliche Kräfte aufzunehmen oder weiterzuleiten haben, aus geeigneten Metallen hergestellt werden[73]).

Um zu veranschaulichen, wie sich etwa das Leergewicht eines Flugzeuges aus Holz zu dem aus Stahl oder Duralumin verhält, sei auf das in Teil III erwähnte Beispiel zurückgegriffen. Soll beispielsweise die Kraft von 150 kg pro lfd. cm in der unteren Außenhaut eines verspannungslosen Flügels aus Holz übertragen werden, dann muß bei einer Bruchlast des auf Zug beanspruchten Sperrholzes von etwa 800 kg/cm², die Holzhaut etwa eine Dicke von 0,187 cm haben. Bei einem spezifischen Gewicht dieses besonders gut ausgesuchten Birken-Sperrholzes von 0,5 ergibt sich für den Quadratmeter desselben ein Gewicht von etwa 0,935 kg. Für eine Stahlblechaußenhaut gleicher Festigkeit von 0,10 mm Dicke hatten wir pro m² das Gewicht von 0,787 kg und für eine Außenhaut von 0,312 mm Dicke aus Duralumin pro m² das Gewicht von 0,874 kg erhalten. Es gibt somit also das Stahlblech die leichteste Konstruktion.

Übrigens ist noch zu beachten, daß es unmöglich ist, so dünne Holzplatten von 1,87 mm Dicke in ausreichenden Größen und mit ausreichend gleicher Festigkeit in allen Teilen herzustellen. Daher ist es nötig, diese Holzplatten aus mindestens drei Stück je etwa 0,6 mm dicken Holzschichten wasserfest zu verleimen. Bei diesem Aufeinanderleimen werden die Leimfugen gegeneinander versetzt, sodaß in einer Fuge nur zwei Schichten die Zugkraft aufnehmen können. Dadurch vergrößert sich die erforderliche Holzhautdicke auf 2,8 mm und damit wird auch das Gewicht eines Quadratmeters einer solchen Holzplatte etwa 1,40 kg.

Es ist jedoch zu beachten, daß die Betrachtung der Zugfestigkeit der Materialien und ihrer spezifischen Gewichte allein noch kein ganz richtiges Bild über die voraussichtlichen Gewichtsverhältnisse der aus ihnen gebauten Flugzeuge gibt. Vielmehr müssen auch die Biegungs- und Knickverhältnisse sowie die Verarbeitungsmöglichkeiten genau untersucht werden. Dabei ist zu berücksichtigen, daß dünne Bleche und Häute aus Sperrholz ohne entsprechende Versteifung nicht knickfest sind. Beim Bau von eisernen Schiffen, wo ähnliche Verhältnisse vorkommen, rechnet man damit, daß man Platten als knickfest annehmen kann, wenn ihre unversteifte Breite und Länge etwa 50- bis 100 mal ihrer Dicke ist[74]).

Man erkennt daraus bereits, daß für die Knick- und Biegefestigkeit dünner Platten die Verhältnisse nicht so einfach zu übersehen sind wie für Zugbeanspruchungen derselben. Da eine Verfolgung dieser Fragen weit über den Rahmen dieser Abhandlung hinausgeht, soll hier auf eine Weiterverfolgung derselben verzichtet werden.

Dagegen soll noch als Grund für die voraussichtlich größere Wirtschaftlichkeit der Ganzmetallflugzeuge gegnüber denen aus reinem Holz oder gegenüber kombinierten Holz-Metall-Flugzeugen angeführt werden, daß sich erstere im Gegensatz zu den beiden letzteren Flugzeugarten ohne Nachteil unter freiem Himmel, also ohne kostspielige Hallen aufstellen lassen. Besonders sehr große Übersee-Verkehrsflugzeuge wird man im Hafen unter freiem Himmel so verankern können, daß sie sich selbsttätig in den Wind einstellen. Dann spart man die teuren großen Hallen.

Auch ist es in wirtschaftlicher Hinsicht für uns bis auf weiteres bei unserer schlechten Valuta sehr wichtig, daß wir für den Metallflugzeugbau in Duralumin und Silumin die beiden hauptsächlichsten Rohmaterialien, nämlich Aluminium und Silizium, in beliebigen unbegrenzten Mengen im Lande haben. Und es ist zu hoffen, daß, wenn erst die einheimischen Wasserkräfte noch weiter ausgebaut sind, auch die Herstellungskosten von Duralumin und Silumin verringert werden können, indem in den Tages- und Nachtstunden, in denen die erzeugte elektrische Kraft weder für Licht noch für industrielle Kraftanlagen oder Bahnen voll beansprucht wird, der überschüssige Strom für die Herstellung von Aluminium verwendet wird.

Auswechselbarkeit der Teile.

So wie die Leichtigkeit und Sicherheit des Nachschubs von Flugzeugen und Ersatzteilen bei Kriegsflugzeugen zu der Forderung führt, möglichst wenig verschiedene Flugzeugtypen und möglichst wenig verschiedene Ersatzteile zu haben, so zwingt die Luftreedereien die Notwendigkeit einer möglichst großen Wirtschaftlichkeit ihres Unternehmens, die Zahl der Flugzeugtypen nach Möglichkeit zu beschränken. Denn nur so können sie auch die Zahl der verschiedenen erforderlichen Ersatzteile möglichst einschränken und verhindern, daß unnötig große Kapitalien, die verzinst werden müssen, in Flugzeugen und Ersatzteilen angelegt werden. Dazu ist nötig, daß mindestens innerhalb eines Typs sämtliche Teile eines Flugzeuges gegen die entsprechenden eines anderen Flugzeuges ausgewechselt werden können. Sehr erwünscht ist es auch, daß möglichst viele Teile auch für verschiedene Typen passen. Für eine weitgehende Auswechselbarkeit ist aber Grundbedingung, daß die Teile mit ausreichender Genauigkeit hergestellt werden. Denn sonst passen sie nicht. Diese erforderliche Genauigkeit läßt sich in Metall viel besser erreichen und erhalten als in Holz, das mehr oder weniger arbeitet.

Wir sahen, welche große Bedeutung für die Weiterentwicklung des Baues von Verkehrsflugzeugen und ihren Kraftanlagen dem Leichtmetallbau zukommt. Zum Glück bietet dieser auch auf sehr vielen anderen Gebieten der Technik wesentliche Vorteile[75]), sodaß zu hoffen und zu wünschen ist, daß er sich auf ihnen recht bald in recht großem Umfange einführt. Denn auf ihnen können wir innerhalb Deutschlands trotz Friedensvertrag und Ultimatum den Leichtmetallbau uneingeschränkt ausbauen, was uns wieder für die Weiterentwicklung des Leichtmetallbaues in der Flugtechnik zugute kommen wird.

Von den großen Vorteilen, die der Leichtmetallbau für die Technik ganz allgemein bietet, möchten wir hier nur kurz anführen:

1. Wir haben die Rohstoffe für die Erzeugung der Hauptbestandteile der Leichtmetallegierungen in unbeschränkten Mengen im Inlande.
2. Viele Aluminiumlegierungen lassen sich mit hohen mechanischen Qualitätsziffern herstellen.
3. Ihre Widerstandsfähigkeit chemischen Einflüssen gegenüber ist für sehr viele Verwendungsgebiete ausreichend.
4. Ihre Verarbeitungsmöglichkeit durch Schmieden, Stanzen, Pressen, Ziehen, Gießen, Drehen, Hobeln, Bohren und Fräsen ist bei richtiger Auswahl der Legierungen gut.
5. Das geringe Gewicht der aus ihnen hergestellten Werkzeuge, Apparate und Maschinen erfordert während der Bearbeitung geringere Transportarbeit und damit geringere Kosten als andere.
6. Die aus Leichtmetallen hergestellten Werkzeuge, Apparate, Maschinen und Fahrzeuge erfordern geringere Frachten

beim Transport an ihren Bestimmungsort und auch geringere Zölle als andere.

7. Die fertigen Werkzeuge, Maschinen und Fahrzeuge aus Leichtmetallen erfordern im Betriebe geringere Arbeitsleistungen zu ihrem Antriebe als andere.

Auch bei der Kraftanlage muß man, soweit es die Forderung des möglichst geringen Gewichtes gestattet, möglichst weitgehende Auswechselbarkeit anstreben. Z. B. ist unbedingt zu fordern, daß Flugmotoren der gleichen Leistung und Bauart, z. B. wassergekühlte Reihenmotoren von etwa 100 PS, dieselben Abmessungen der Füße zur Befestigung im Flugzeug haben, damit sie ohne weiteres gegeneinander ausgetauscht werden können. Auch die Propellernaben und Wellenstumpfe müssen normalisiert werden.

Aerodynamische Vervollkommnungen.

Je größer die Eigengeschwindigkeit der Verkehrsflugzeuge zwecks Erzielung möglichst großer Wirtschaftlichkeit wird[76]), um so größer wird der Einfluß, den die schädlichen Widerstände auf ihre Wirtschaftlichkeit haben. Darum muß zum Zwecke der Erhöhung der Wirtschaftlichkeit der Verkehrsflugzeuge sorgfältigst auf Verringerung der schädlichen Widerstände geachtet werden. Die Motorleistung, die ein Flugzeug bei einer Eigengeschwindigkeit von V m/s, einem Propellerzug von P kg und einem Propellerwirkungsgrad von η verzehrt, ist bekanntlich $\frac{P \cdot V}{\eta}$. Diese muß bekanntlich den Widerstand des Flügelprofils (überhaupt aller Auftrieb erzeugenden Teile) zusammen mit dem der schädlichen Flächen überwinden. Das drückt die bekannte Formel aus:

$$\frac{P \cdot V}{\eta} = \frac{\gamma}{2\,g} \cdot F \cdot V^3 \,(c_w + c_{ws}).$$

Das heißt also, daß die erforderliche Motorleistung mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit eines Flugzeuges wächst, wenn die Luftdichte γ, die Flügelfläche F und die Koeffizienten c_w und c_{ws} konstant bleiben[77]).

c_w ist die Widerstandszahl des resultierenden Flügels, während c_{ws} den Beiwert der Summe aller schädlichen Widerstände des Flugzeuges bedeutet.

P wird nun durch die Kraftmaschine vermittelst des Propellers erzeugt. Bei konstantem V und γ wird also P klein, wenn:

a) F,
b) c_w,
c) c_{ws} klein ist und
d) η groß ist.

a) F läßt sich nun darum nicht sehr weitgehend verkleinern, weil sonst die Flächenbelastung des Flugzeuges und damit die Ausschwebegeschwindigkeit desselben bei der Landung zu groß wird. Das wirksamste Mittel bei verhältnismäßig großer Flügelbelastung noch eine ausreichend kleine Landegeschwindigkeit zu erzielen, ist bei unsern heutigen Drachenflugzeugen, wie bereits erwähnt wurde, der Düsenflügel von Lachmann[78]).

b) Untersuchen wir nun, wie wir zu einem für große Geschwindigkeiten günstigen resultierenden Flügelprofil mit möglichst kleiner Widerstandszahl c_w gelangen.

Vor dem Kriege wurden noch häufig die nötigen Flügelprofile durch Vergleichen mit bewährten Profilen nach dem Gefühle aufgezeichnet. Dabei forderte man, daß das Profil bei den reichlich verspannten Ein-, Doppel- und Mehrdeckern möglichst dünn sein sollte. Vorn sollte es gut abgerundet sein, im ersten Drittel etwa seine größte Pfeilhöhe und Dicke haben und nach hinten stetig spitz zulaufen. Die Größe der Pfeilhöhe machte man für schnelle Flugzeuge kleiner als für langsame.

Bei dem heutigen Stande der angewandten Aerodynamik ist es selbstverständlich, daß man keine Flügelprofile mehr für ein Flugzeug verwendet, deren Polarkurven nicht vorher durch Versuche ermittelt worden sind. Findet man unter den bisher untersuchten Profilen[79]) kein geeignetes, dann läßt man das, was man für besonders geeignet hält, in einer aerodynamischen Versuchsanstalt, z. B. der zu Göttingen, untersuchen.

Besonders bei verspannungslosen Flügeln muß man die Rippen nach verschiedenen Profilen ausführen. In der Mitte, am Rumpf, wo die größten Biegungsmomente auftreten, muß man besonders dicke Profile wählen. Dann kann man nach außen zu allmählich immer dünnere Profile und ganz außen ganz dünne vorsehen. Hat man den Flügel in der Aufsicht aufgezeichnet, die Flügelteile mit je gleichem Profil festgelegt und bestimmt, unter welchen Winkeln die Profile gegeneinander angeordnet werden sollen, dann kann man die resultierende Polare des ganzen Flügels bestimmen. Man kann dabei folgendermaßen zu Werke gehen: Die gesamte Flügelfläche sei F m², die einzelnen Flügelflächenteile mit je einem anderen Flügelprofile seien:

$$2\,f_1,\; 2\,f_2,\; 2\,f_3 \,\ldots\ldots\, 2\,f_i.$$

Die Einstellwinkel dieser Flächenteile seien:

$$\alpha_1 = \alpha + \delta_1,\; \alpha_2 = \alpha + \delta_2,\; \alpha_3 = \alpha + \delta_3 \,\ldots\ldots\, \alpha_i = \alpha + \delta_i.$$

Die Polaren der einzelnen Flügelprofile seien bekannt. Als Anstellwinkel des ganzen Flügels wählen wir den des mittleren Profiles.

Wir berechnen nun für Anstellwinkel des mittleren Profiles von -5^0 bis $+20^0$ in Abständen von je etwa 2^0 für die voraussichtliche oder eine beliebige Geschwindigkeit, den Auftrieb und Rücktrieb des Flügels, indem wir vermittelst der Polarkurven der einzelnen Flügelteile die Auf- und Rücktriebe derselben berechnen, addieren und mit $q \cdot F$ dividieren und unter Anschreibung des Anstellwinkels des mittleren Profiles die so gefundenen c_a-Werte als Ordinaten zu den zugehörigen c_w-Werten als Abszissen auftragen. Hat man so einen Flügel ermittelt, der bei einer für die Festigkeit desselben erforderlichen Dicke eine befriedigende resultierende Polare ergibt, dann wird man der Sicherheit halber ein Modell in der aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen untersuchen lassen.

c) Zwecks Erlangung möglichst geringer schädlicher Widerstände der einzelnen Teile des Flugzeuges muß man danach trachten, ihnen möglichst die äußeren Formen zu geben, die auf Grund von Versuchen in aerodynamischen Versuchsanstalten die kleinsten Widerstandszahlen haben[79]). Dabei ist zu beachten, daß die günstigste äußere Form im Notfalle mit erheblichem Gewichtsaufwand erzielt werden kann, ohne daß dadurch der Vorteil, den die Verringerung des schädlichen Widerstands bringt, gänzlich vernichtet wird. Denn es ist z. B. gut möglich ein neuzeitliches Flugzeug so zu bauen, daß seine Gleitzahl etwa ein Zehntel ist; d. h. der Propeller vermag bei ihm durch Überwindung je eines kg Widerstand des Flugzeuges 10 kg des Flugzeuggewichtes zu heben. Solange wir also zur Verminderung für je 1 kg des schädlichen Widerstandes des Flugzeuges beispielsweise entsprechend weniger Gewicht als 10 kg aufwenden müssen, behalten wir durch die Verringerung des schädlichen Widerstandes einen entsprechenden Vorteil übrig.

Vom aerodynamischen Standpunkte aus ist das das beste Flugzeug, das überhaupt nur Widerstände besitzt, die Auftrieb erzeugen, wie das die Flügel ziemlich vollkommen tun. Das Idealflugzeug würde also nur aus Flügeln bestehen. Wenn wir nun auch das Ideal, wie es ja im Wesen desselben liegt, nicht ganz erreichen können, so können wir uns ihm doch möglichst nähern. Dazu ist erforderlich, daß weder die Flügel noch das Leitwerk irgendwelche im Winde liegende Verspannungen oder Verstrebungen haben. Dieser Zustand ist besonders bei den Junkers-Ganz-Metallflugzeugen ziemlich gut erreicht[25]). Viel dagegen ist zur Annäherung an das Idealflugzeug noch bei den Fahr- und Schwimmergestellen zu tun. Auf Abb. 20 des Junkers-Zweischwimmerseeflugzeuges sehen wir, daß auch bei ihm noch viele Streben im Schwimmergestell vorhanden sind, die nur schädliche Widerstände und keinen Auftrieb erzeugen. Man könnte dieses Gestell etwa nach Art der auf Abb. 25 und 26 dargestellten Schwimmerabstützungen unserer Zweischwimmerseeflugzeugprojekte ausbilden. Die zwei geschlossenen flügelprofilartigen Abstützungen haben nicht nur wesentlich geringeren Widerstand als die vielen Streben bei Junkers, sondern sie erzeugen gleichzeitig etwas Auftrieb. Den Nachteil, den die senkrechten Projektionsflächen unterhalb des Schwerpunktes des Flugzeuges für die Stabilität und Steuerbarkeit bieten, kann man leicht durch geringe V-Stellung der Flügel ausgleichen. Auch ist die tiefere Lage des Gesamtschwerpunktes solcher Seeflugzeuge mit über dem Rumpfe liegenden Flügeln nicht so ungünstig für die Steuerbarkeit derselben, wie häufig angenommen wird. Denn einmal verlangt man von einem Seeverkehrsflugzeug heute nicht, daß es leicht Loopings fliegt; dann aber kann man den Schwerpunkt auch dadurch höher legen, daß man nicht einen Motor im vorderen Rumpfe, wie bei Projektskizze Abb. 25, sondern deren zwei dicht unter den Flügeln rechts und links vom Rumpf aufstellt (vgl. Abb. 26). In beiden Fällen dürfte die Stabilität und Steuerbarkeit des Flugzeuges vollauf ausreichen, um den Führer nicht zu früh zu ermüden, sodaß das Fliegen leicht genug, sicher und damit auch wirtschaftlich wird.

Auch die meisten Landfahrgestelle lassen sich aerodynamisch noch wesentlich verbessern. Einen Vorschlag in dieser Richtung sieht man auf Abb. 24, die unser Projekt eines 125-PS-Landdreisitzers wiedergibt. Hier sind Achse und Abfederung ganz in einem Rumpfstumpf untergebracht, der flügelprofilähnliche Querschnitte hat, also bei geringem Widerstand Auftrieb erzeugt. Aus dieser



Skizze geht auch hervor, welchen großen Vorteil in aerodynamischer Hinsicht der Reihenmotor mit hängenden Zylindern bietet. Er läßt sich nämlich vollkommen im vorderen Teile des Rumpfes, der zur Aufnahme der Reisenden, sowieso dasein muß, bis auf den Kühler ohne zusätzlichen Widerstand aufstellen.

Aber auch die stehenden, sternförmigen, luftgekühlten Motoren lassen sich mit ziemlich geringem schädlichem Widerstand einbauen, wie wir aus Abb. 41 ersehen können, die den Einbau eines solchen Motors der Firma Siemens & Halske A.-G., in Siemensstadt bei Berlin wiedergibt. Hier ragen nur die Zylinderköpfe aus der Blechverkleidung heraus, sodaß, wenn man dem Rumpf hinter dieser eine etwas günstigere Form gibt, der schädliche Widerstand des Motors nicht viel größer ist als der eines wassergekühlten Reihenmotors mit in den Rumpf hineinhängenden Zylindern. Denn der schädliche Widerstand des Wasserkühlers fällt hier ja fort.

d) Trotz vieler Bemühungen ist es bis heute nicht gelungen, zur Erzeugung der das Flugzeug vorwärtstreibenden Kraft einen wirtschaftlicheren und betriebssicheren Mechanismus zu setzen, als es der Propeller ist. Nun wissen wir, daß ein Propeller im allgemeinen einen um so besseren aerodynamischen Wirkungsgrad hat, je größer die Luftmenge ist, die er in der Zeiteinheit nach rückwärts beschleunigt und je kleiner die Geschwindigkeit derselben ist. Dazu ist erforderlich, daß der Propeller einen möglichst großen Durchmesser erhält[80]). Setzt man nun den Propeller, wie das bisher in Deutschland meistens geschieht, unmittelbar auf die Motorwelle, sodaß der Propeller dieselbe Drehzahl wie diese hat, dann kann man mit der Propellerdurchmesservergrößerung nicht weit gehen, weil sonst die Zentrifugalkraft den Propeller zerreissen würde. Aus diesem Grunde hat man bei Holzpropellern die Vergrößerung des Durchmessers nur so weit treiben können, daß die Umfangsgeschwindigkeit an den Propellerspitzen etwa 250 m/s ist. Da nun die Motoren mit etwa 1500 Umdr/min laufen, ist der größte noch zulässige Durchmesser des mit dieser Drehzahl laufenden Propellers bei 250 m/s Umfangsgeschwindigkeit etwa nur 3,18 m. Dementsprechend ist auch der Wirkungsgrad dieser direkt angetriebenen Propeller noch verbesserungsbedürftig und -fähig. Dazu ist es nötig, daß die Drehzahl des Propellers verringert wird. Der Motor muß nun aber mit mindestens 1500 Umdr./min laufen, damit er nicht zu schwer wird. Dann bleibt nichts weiter übrig, als zwischen Motor und Propeller ein Untersetzungsgetriebe einzubauen. In Deutschland hat man zu diesem Getriebe bisher nur wenig Zutrauen gehabt, da man fürchtet, daß seine Betriebssicherheit noch nicht ausreichend groß ist. Diese Befürchtung ist aber unbegründet; denn wenn man das Getriebe unmittelbar an den Motor anbaut, kann man es bereits mit den heutigen Mitteln der Wissenschaft und Technik vollkommen betriebssicher bauen. Auch läßt sich das Gewicht desselben bei vollkommener Betriebssicherheit so niedrig halten, daß es noch lange nicht den Vorteil aufzehrt, den der langsam laufende Propeller durch Verbesserung des Wirkungsgrades bringt. Darum sind für Verkehrsflugzeugmotoren unbedingt betriebssichere Untersetzungsgetriebe zu fordern, die unmittelbar am Motor angebaut sein müssen. Dann können besonders Motoren von 400 PS an aufwärts und unter 55 PS noch mit größeren Drehzahlen gebaut werden, als es heute mit 1500 Umdr./min geschieht. Dadurch kann das Gewicht dieser Motoren trotz größter Betriebssicherheit herabgesetzt werden.

Für luftgekühlte Sternmotoren und besonders für wassergekühlte Reihenmotoren mit hängenden und stehenden Zylindern eignet sich besonders gut der Anbau eines Planetengetriebes, ähnlich dem von Rolls-Royce auf Abb. 43 und 44. Das Rad a dreht sich mit der Umlaufzahl der Kurbelwelle, Rad b und c mit der relativen Umdrehungszahl im Radträger i, der sich seinerseits mit der Umlaufzahl der Luftschraube dreht, während Rad d im Gehäuse festgehalten wird. Der Vorteil dieser dreiachsigen Anordnung gegenüber den wesentlich einfacheren zweiachsigen Getrieben liegt in der vollständig gleichachsigen Kraftleitung, wodurch auch die beste Gehäusebeanspruchung auf reine Drehung erreicht wird. Querfederungen der Radachsen infolge ungleichförmiger Umfangskräfte oder ungenauer Zahnform treten nicht auf, wenn man die Kraft durch zwei bis sechs gleichmäßig verteilte Zwischenräder überträgt. Der Hauptvorteil liegt aber darin, daß durch die auf zwei bis sechs Zwischenräder verteilte Kraftübertragung die Umfangskraft auf die Einheit der Zahnbreite sehr niedrig wird. Infolgedessen kann man kleine Teilungen und kleine Räder verwenden, und diese besitzen wieder kleine Herstellungsfehler, da die Fehler infolge ungenauer Teilräder mit wachsendem Halbmesser zunehmen.

Bei Zahnrädern aus Chromnickelstahl, die im Einsatz gehärtet und dann geschliffen worden sind, kann man auf Grund von Erfahrungen mit Zahnradgetrieben den Ausdruck: $\frac{P_u}{b \cdot t} \leqq 200$ gut wählen, obwohl dieser Wert nach der Formel

$$k_b \cong 14 \frac{P_{max}}{b \cdot t} \text{ für } k_b = 2800 \text{ kg/cm}^2$$

ergibt. Hierbei ist b = Zahnbreite, P_u die mittlere und P_{max} die maximale Umfangskraft, t = Teilung; $k_b \cong 14 \frac{P_{max}}{b \cdot t}$ gilt angenähert bei den üblichen Evolventenzahnrädern.

Während man ausreichende Biegefestigkeit der Zähne verhältnismäßig leicht erreichen kann, ist es weit wichtiger auf eine ausreichende Druckfestigkeit derselben zu achten. Diese ist wieder günstiger bei Innenverzahnungen als bei Außenverzahnungen. Auch für die Druckfestigkeit der Zähne liegen ausreichende Erfahrungswerte vor. Ebenso sind gute Vergleichszahlen für die zulässige Erwärmung der Zahnräder auf Grund von Erfahrungen festgelegt worden.

Sehr wichtig für eine große Betriebssicherheit und damit Wirtschaftlichkeit der Untersetzungsgetriebe ist es, daß ihre Genauigkeit möglichst groß ist. Denn z. B. Fehler in der Übersetzung bewirken erzwungene Vor- und Rückwärtsbewegungen der Zähne. Außerdem treten auch gegenseitige Mittenverschiebungen der Radachsen infolge von Lagerspiel oder Durchfederung auf. Man sollte daher keine Zahnräder in Flugmotorengetriebe einbauen, die nicht auf das sorgfältigste genau hergestellt und auf ihre Genauigkeit z. B. durch die Saurersche Zahnradprüfmaschine geprüft worden sind[81]).

Schwieriger als die unmittelbar am Motor angebauten Getriebe sind Auslegergetriebe bereits bei dem heutigen Stande der Flugtechnik so betriebssicher herzustellen, daß die Anordnung der Propeller hinter dem Flügel möglich wird, die bei unserer Projektskizze (Abb. 35) gestrichelt eingezeichnet wurde. Es ist jedoch zu hoffen, daß die Erfahrungen, die bei Luftschiffen mit ihnen gesammelt werden, dazu beitragen werden, sie bald auch mit der für Verkehrsflugzeuge erforderlichen großen Betriebssicherheit herzustellen und zu betreiben[82a]).

Der Propeller selbst muß zur Erzielung eines guten Wirkungsgrades aerodynamisch richtig geformt und steif genug sein, damit er nicht flattert[83]).

Obwohl aus Sicherheitsgründen der Propeller besonders bei einmotorigen Flugzeugen als Zugpropeller zu bauen ist, so ist doch nicht zu vergessen, daß sich sein Wirkungsgrad aerodynamisch verbessern ließe, wenn man ihn hinter den Flügeln als Druckpropeller arbeiten lassen würde. Doch wäre der Gewinn wohl nur dann nennenswert, wenn dieser Druckpropeller mit einem Leitapparat versehen würde, der den Verlust im Propeller, der infolge des sich um seine Achse drehenden Propellerluftstromes entsteht, beseitigen würde. Dieser Leitapparat läßt sich aber weder widerstands- noch gewichtslos herstellen. Und da bei dem vor dem Flügel arbeitenden Zugpropeller der Flugzeugflügel zum Teil das Drehen des Propellerwindes verhindert, so ist, obwohl der Propeller gegen den Flügel bläst, der Wirkungsgrad des Flugpropellers wohl nicht sehr viel schlechter als der des Druckpropellers.

Besonders bei sehr großen Flugzeugen, die viele Stunden hintereinander fliegen, ist in der Zeiteinheit der Betriebsstoffverbrauch so groß, daß die Motoren zur Erhöhung der Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit gedrosselt werden können und müssen. Dann müssen die Propeller so gebaut sein, daß sie für diese gedrosselte Leistung mit möglichst gutem Wirkungsgrad für Motor und Propeller eingestellt werden können. Dazu gehören Verstellpropeller, wie sie beispielsweise die Firma Helix-Propeller-Maschinenbau-G. m. b. H. in Berlin nach den Vorschlägen von H. Reißner baut.

Obwohl bisher die Propeller im allgemeinen aus Holz hergestellt wurden, wäre es doch sehr erwünscht, wenn auch sie baldmöglichst aus geeigneten Metallen gebaut würden, da auch bei ihnen sich das Arbeiten des Holzes nachteilig bemerkbar macht und sie sich unter dem Einfluß der Witterung und der Beanspruchungen verhältnismäßig bald verziehen, sodaß dadurch nicht nur ihre Sicherheit, sondern auch durch Verschlechterung des aerodynamischen Wirkungsgrades die Wirtschaftlichkeit des Fluges leidet[84]).

Thermischer und mechanischer Wirkungsgrad des Motors.

Wenn auch gegenüber unseren bisherigen ortsfesten Gasmaschinen und sonstigen Fahrzeugmotoren der Flugmotor mit Recht der beste aller Brennstoffverwerter genannt wird, so bleibt doch die betrübende Tatsache bestehen, daß heute noch im günstigsten Falle bei Flugmotoren der Energiewandlungsgrad im indi-

zierten Kreisprozeß wenig über 40 vH und der Gesamtwirkungsgrad vom Brennstoff bis zur Motorwelle (ohne Schraube) wenig mehr als 33 vH ist. Solange es nicht gelingt, den mittleren Druck in den Zylindern wesentlich über 9 kg/cm² zu erhöhen, besteht auch wenig Aussicht auf eine wesentliche Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades[85]).

Sehr viel zur bisherigen Erreichung dieser hohen mittleren Drücke in den Zylindern hat die Verwendung von Aluminiumlegierungen für die Kolben beigetragen. Denn die bessere Wärmeleitfähigkeit derselben verhütet ihre zu starke Erwärmung und damit Frühzündungen. In dieser Beziehung wäre auch die Verwendung von Silumin für Zylinder günstig.

Vielleicht gelingt es auch bald, durch geeignete Maßnahmen schwerere Brennstoffe, als es Benzin und Benzol sind, im Flugmotor etwa durch Einspritzen nach einem Vorschlage von Seppeler zu vergasen. Dadurch würde es möglich sein, mit der Erhöhung des Temperaturgefälles den thermischen Wirkungsgrad und damit die Wirtschaftlichkeit der Flugmotoren zu erhöhen. Die Brennstoffeinspritzung wird dann vielleicht auch den Zweitaktmotor für das Flugzeug geeigneter machen, als er es bisher war. Auch durch Einführung des Zweitaktverfahrens würde durch Verminderung des Gewichtes des Motors die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges erhöht werden. Allerdings darf die Gewichtserleichterung nicht auf Kosten der Vergrößerung des Brennstoffverbrauches gehen. Denn besonders sehr große und sehr lange ununterbrochen fliegende Flugzeuge verlangen für gute Wirtschaftlichkeit möglichst geringen Brennstoffverbrauch. Hätten die zehn Stück 1000-PS-Motoren bei unserm Übersee-Verkehrsflugzeuge anstatt eines Brennstoffverbrauches von 0,2 kg pro PS und h nur einen solchen von 0,18 kg pro PS und h, dann könnte die Nutzlast um etwa 2300 kg größer sein. Man könnte also 18 Reisende mehr mitnehmen und damit die Einnahmen pro Flug um etwa 26 vH erhöhen, während die Kosten für die Brennstoffe gleichzeitig um etwa 9 vH abnehmen würden.

Auch den Vorteil, den ein um nur 2 vH besserer Wirkungsgrad der Propeller bieten würde, läßt sich bei diesem Überseeflugzeuge gut veranschaulichen. Bei 2 vH besserem Propellerwirkungsgrad könnte die Leistung der Motoren um etwa 200 PS kleiner sein. Damit würde das Gewicht der Motoren um etwa 330 kg kleiner. Auch der Verbrauch an Brennstoffen würde kleiner, und zwar um etwa 500 kg. Dadurch könnten 6 Reisende pro Flug mehr befördert werden. Also die Einnahmen stiegen um etwa 8,5 vH. Dazu käme noch die Erhöhung der Nutzlast infolge von Erleichterungen der Motorenfundamente, der Propeller und der Brennstoffbehälter und deren Befestigung. Also je länger das Flugzeug fliegt und je größer das Flugzeug und damit die Kraftmaschinenanlage ist, um so größer ist die Verbesserung der Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges infolge geringer Verbesserung der Wirtschaftlichkeit der Kraftmaschinenanlage.

Da unsere heutigen Motoren mit ihren Vergasern nicht ohne weiteres gleichzeitig für die größte Leistung und den geringsten Brennstoffverbrauch eingestellt werden können, so sind sie mit entsprechenden Einrichtungen zu versehen, die das gestatten; denn nach dem Vorhergehenden sind Verkehrsflugzeugmotoren in erster Linie, besonders wenn es sich um lange Flüge handelt, für geringen Brennstoffverbrauch einzustellen. Kriegsflugzeugmotoren dagegen sind im allgemeinen in erster Linie auf größte Leistung einzuregulieren[86]).

Weiter ist zu beachten, daß bei kleinerer erforderlicher Motorleistung nicht nur das Gewicht des Motors kleiner wird, sondern auch das seines Fundamentes. Auch wird der kleinere Motor weniger Betriebsstoff verbrauchen, wodurch die Betriebsstoffbehälter und deren Befestigungen leichter werden. Diese Gewichtsverminderungen gestatten nun bei gleichbleibender Flächenbelastung auch die Flügel kleiner und damit leichter zu machen. Dadurch kann auch das Leitwerk kleiner und leichter ausgeführt werden. Das kleinere und leichtere Leitwerk verlangt für seine Abstützung wieder einen leichteren Rumpf und schließlich gestatten alle diese Erleichterungen ein leichteres Fahr- oder Schwimmergestell und Schwimmer unter das Flugzeug zu bauen. Man erkennt daraus, daß eine Erleichterung der Kraftmaschine eine ganze Reihe anderer Erleichterungen nach sich zieht.

Nicht unwesentlich wird auch die Wirtschaftlichkeit eines Verkehrsflugzeuges dadurch verringert, daß der Motor beim Start nicht sofort anspringt. Denn einmal wird durch ein wiederholtes, vergebliches Bemühen, ihn in Gang zu setzen, das Vertrauen der Reisenden zur Betriebssicherheit des Motors und damit des ganzen Flugzeuges untergraben, dann aber wird auch teure Zeit, teures Benzin und teure Arbeitszeit der Monteure vergeudet, ganz abgesehen davon, daß der Hauptvorteil des Flugzeuges, schnell zu befördern, stark vermindert wird. Es ist daher von jedem Verkehrsflugzeugmotor zu fordern, daß er auch im Winter bei kaltem und nassem Wetter absolut sicher anspringt, und zwar ohne daß vorher der Propeller von Hand durchgedreht werden muß. Denn einmal sind wiederholt beim Durchdrehen des Propellers von Hand Monteure infolge Zurückschlagens des Propellers schwer verletzt worden, wodurch unnötige Kranken- und Invalidenkosten entstanden, dann aber ist es bei verschiedenen guten Anordnungen der Motoren im Flugzeuge nur sehr schwer oder überhaupt nicht möglich, den Propeller so bequem zu fassen, daß er ohne Hilfseinrichtungen durchgedreht werden könnte.

Z. B. lassen sich bei einem Seeverkehrsflugzeuge, ähnlich dem unserer Projektskizze, Abb. 26, die Propeller besonders im Winter, wenn die Schwimmer vereist sind, nur sehr schwer durchdrehen, und bei einer Anordnung der Motoren, wie bei dem Staakener 1000-PS-Verkehrsflugzeug auf Abb. 36 und 37, ist es fast unmöglich.

Von den deutschen Verkehrsflugzeugmotoren hat der Maybachmotor eine eigenartige, betriebssichere Vorrichtung zum Anlassen, ohne daß der Propeller vorher durchgedreht wird. Es wird bei ihm nämlich nach Verstellen der Einlaßventile vom Führersitz aus durch eine von Hand zu betätigende Pumpe brennbares Gemisch in die Zylinder gesaugt. Nachdem die Ventile wieder in ihre normale Lage zurückgebracht sind, wird dann mit einem normalen, an einer kleinen Kurbel gedrehten Magnetzündapparat das Gemisch gezündet.

Man könnte zum Anlassen des Motors aber auch einen Elektromotor verwenden, der durch einen Akkumulator gespeist wird. Im Fluge könnte dieser Elektromotor als Generator zum Wiederaufladen des Akkumulators verwendet werden. Auch könnte er den Zündstrom sowie den erforderlichen Strom für Licht, Heizung und Funkentelegraphie und -telephonie liefern[87]).

Auch komprimierte Luft und Azetylengas sind zum Anlassen von Flugmotoren verwendet worden.

Sehr nötig zur Erzielung eines guten Anspringens des Motors bei kaltem und feuchtem Wetter ist es auch, daß die Leitung zwischen Vergaser und Motor angewärmt wird. Man kann das erreichen, indem man warmes Wasser aus dem Kühler um den Vergaser und die Leitungen herumführt oder auch durch Einbau von elektrischen Heizkörpern.

Selbst wenn die Bodenerhebungen nur gering sind, sodaß das Flugzeug wie über See oft nur in geringen Höhen zu fliegen braucht, ist ein entsprechend überbemessener und überverdichteter Motor auch insofern für die Erhöhung der Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges von Vorteil, als der Führer für die zum Start erforderliche kurze Zeit aus dem Motor durch Geben von Höhengas eine wesentlich höhere Leistung herausholen kann, als er zum normalen Fluge braucht. Dadurch wird der Start abgekürzt. Infolgedessen reichen verhältnismäßig kleine Flugplätze zum Starten aus. Diese sind aber billiger als große, sowohl in der Anlage wie in der Unterhaltung und lassen sich auch eher dichter an den Großstädten anlegen als sehr große.

Kleine Abflugplätze können aber nur dann benutzt werden, wenn sie auch zum Landen ausreichen. Darum müssen unsere heutigen Drachenflugzeuge baldmöglichst mit Düsenflügeln versehen werden, die ihnen eine geringe Ausschwebegeschwindigkeit und damit kurzen Auslauf geben. Sind die Propeller als Verstellpropeller ausgeführt, dann kann der Auslauf auch durch Umkehren der Propeller unmittelbar nach dem Aufsetzen des Flugzeuges und Geben von Voll- oder sogar Höhengas weiter verkürzt werden[88]).

Etwas übermessene Zylinder und geringe Überverdichtung bei Verkehrsflugzeugmotoren erhöhen auch insofern die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsflugzeuge, indem sie die Zeit des Startens und damit die Zeit wesentlich abkürzen, in der die Flugzeuge besonders stark beansprucht werden. Besonders bei voll seefähigen Verkehrsflugzeugen ist die Beanspruchung beim Start im Seegang sehr groß. Daher ist eine Abkürzung des Startes gerade bei ihnen von großem Vorteil für die Erhöhung der Lebensdauer und damit der Wirtschaftlichkeit. Zu diesem Zwecke würde es schon genügen, wenn der Motor für kurze Zeit beim Start etwa 10 vH Mehrleistung hergeben könnte, sodaß das Flugzeug, das zu Anfang des Fluges normal etwa mit 11 kg pro PS fliegt, nur mit etwa 10 kg pro PS zu starten braucht.

Weiter läßt sich der mechanische Wirkungsgrad der Verkehrsflugzeugmotoren durch möglichst weitgehende Verwendung von Kugellagern und Verbesserung in der Ausbildung der Schmierung erhöhen und leichter auf dieser Höhe halten.

Billige Herstellung.

Die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges wird weiter wesentlich dadurch erhöht, daß das Flugzeug und besonders seine Kraftanlage



möglichst billig hergestellt wird[90]). Nun ist aber der Flugmotor eine sehr hochwertige Maschine, die an und für sich sehr teuer ist. Eines der Hauptmittel zur Verringerung der Herstellungskosten hochwertiger Maschinen ist die Herstellung in möglichst großen Reihen. Aus diesem Grunde hat man bisher die Flugmotoren in abgestuften Stärken gebaut und diese in möglichst großer Zahl. Der Flugzeugkonstrukteur hatte dann die Aufgabe zu lösen, für den jeweiligen Motor von gegebener PS-Zahl das für ihn beste Flugzeug der betreffenden Gattung zu bauen. Diesen Weg werden wir auch bei der Herstellung von Verkehrsflugzeugmotoren beschreiten müssen. Einen Vorschlag für die voraussichtlich nötige Abstufung haben wir in den Zahlentafeln III und IV gemacht. Sie enthalten 18 verschieden starke Motoren von 18 bis 1000 PS. Während die Abstufung der bis zum Kriegsende gebauten Kriegsflugzeugmotoren in Deutschland nach: 70, 100, 110, 120, 140, 150, 160, 180, 185, 195, 200, 225, 240, 260, 300, 500 und 600 PS mit 18 Stufen von 70 bis 600 PS[91]) einerseits zu weitgehend und andererseits nicht ausreichend war, dürfte unser Vorschlag der Abstufung der Verkehrsflugzeugmotoren für lange Zeit ausreichen.

Es ist nun nicht möglich und auch nicht nötig, daß wir alle die in den Zahlentafeln aufgeführten Motorstärken bereits in den nächsten Jahren gebaut bekommen. Vielmehr wird es genügen, wenn wir zunächst baldmöglichst die aufgeführten Motoren von 18 PS bis 330 PS bekommen und hierzu vielleicht je den stärksten der anderen Dreiergruppen der Zahlentafel III. Erst bei dem weiteren Ausbau der Luftlinien der Erde werden voraussichtlich auch die übrigen Motorstärken nötig werden. Bis dahin kann, besonders wenn unsere Gegner auch weiter die deutsche Flugtechnik durch Baubestimmungen einschränken, noch ein Jahrzehnt vergehen.

Selbstkostenberechnung.

Sehr wichtig für die Erreichung der erforderlichen Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs mit Flugzeugen ist die Selbstkostenberechnung. Leider ist sie für unsere heutigen Verhältnisse in Deutschland zahlenmäßig ziemlich schwierig auszuführen. Auch wird die Höhe der Selbstkosten nicht nur durch die oben geforderten Eigenschaften des Flugzeuges und seiner Kraftanlage, sondern noch von vielen anderen Faktoren bestimmt. Wir möchten uns daher darauf beschränken, auf einige einschlägige Arbeiten von E. Offermann zu verweisen, in denen er wertvolle Anregungen für die Selbstkostenberechnung in Luftverkehrsbetrieben gibt[92]). Nur soll noch kurz darauf verwiesen werden, daß z. B. bei einem Flugverkehr Hamburg-New York die Selbstkosten des Flugzeugverkehres im Verhältnis zu denen des Dampfschiffbetriebes ziemlich hoch sein können. Denn der hochwertige Geschäftsmann oder Diplomat, dessen Zeit sehr teuer ist, kann sehr wohl und wird gern auch sehr hohe Fahrpreise zahlen, da er nicht nur durch die Schnelligkeit, mit der er seine Aufträge erledigen kann, große Vorteile erringt, indem er hohe ideelle oder reale Werte erhält oder schafft, sondern auch die Kosten der Verpflegung auf einem modernen Dampfer, der z. B. heute etwa 10 bis 12 Tage von Hamburg bis New York braucht, an etwa 8 bis 10 Tagen spart.

Zusammenfassung.

In Vorstehendem wurde auf Grund unserer reichen Erfahrungen, die bei unserer mehr als 14jährigen, erfolgreichen Arbeit in der Flugtechnik als Konstrukteur und Gleit- und Motorflugzeugführer gesammelt wurden, sowie an Hand der uns erreichbaren Literatur zusammengestellt, welche Anforderungen an neuzeitliche Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen hinsichtlich ihrer Leistungen, der Bequemlichkeit und Sicherheit für die Reisenden, sowie der Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs mit Flugzeugen gestellt werden müssen.

Es wurden alle uns hierüber wesentlich erscheinenden Gesichtspunkte übersichtlich geordnet und zum Teil an Beispielen erläutert.

Dabei sahen wir, daß neuzeitliche Verkehrsflugzeuge je nach der Länge der Flugstrecke und der Stärke der entgegenwehenden Winde, sowie unter Berücksichtigung der Geschwindigkeiten der neuzeitlichen Verkehrsmittel auf der Erde, die sie ergänzen oder ersetzen sollen, heute und in den nächsten Jahren Eigengeschwindigkeiten von mindestens 140 bis 210 km/h haben müssen.

Während vorläufig Reichweiten von 200 bis etwa 2000 km genügen, um in größerem Umfange unsere bisherigen Verkehrsmittel auf der Erde durch Verkehrsflugzeuge zu ergänzen oder zu überbieten, können wir erst von einer vollkommenen Beherrschung des Luftmeeres um die Erde durch Flugzeuge sprechen, wenn wir mit Verkehrsflugzeugen wirtschaftlich Reichweiten bis zu etwa 4000 km erzielen können.

Was die Zahl der Reisenden anbetrifft, die gleichzeitig in einem Flugzeuge befördert werden müssen, so stellen wir fest, daß auch einsitzige Verkehrsflugzeuge nötig sind, daß aber im allgemeinen zwei- und mehrsitzige für bis zu 30 und mehr Reisende gebraucht werden.

Es wurde sodann an Hand einer Zahlentafel über die Hauptdaten ausgeführter und von uns projektierter neuzeitlicher Verkehrsflugzeuge klargemacht, welche Leistungen neuzeitliche Verkehrsflugzeugmotoren haben müssen. Wir sahen, daß bis auf weiteres Leistungen von 18 bis 1000 PS genügen.

Bei geringen Erhebungen bis etwa 1000 m über dem Meeresspiegel, die auf den Luftstraßen überflogen werden müssen, genügt es, wenn die Verkehrsflugzeugmotoren normalerweise bis etwa 2000 m über dem Meeresspiegel ihre Leistung angenähert konstant halten. Sollen dagegen größere Erhebungen überflogen werden, oder soll der in größeren Höhen stärker wehende Wind als Rückenwind benutzt werden, dann müssen die Verkehrsflugzeugmotoren mit Einrichtungen versehen sein, die bis etwa 1000 m über diesen Erhebungen bzw. bis zu den Höhen, in denen die stärkeren Rückenwinde wehen, die Leistung konstant halten.

Im zweiten Hauptteile wurde gezeigt, daß sich ein Schnellverkehr mit Flugzeugen nur dann in größerem Umfange einführen wird, wenn in noch viel größerem Maße als bisher für die Bequemlichkeit und das Wohlbefinden der Reisenden im Flugzeuge gesorgt wird. Dazu gehört zunächst, daß die Reisenden in ein Verkehrsflugzeug mindestens ebenso bequem einsteigen können wie in ein modernes Automobil. Das läßt sich in sehr vollkommener Weise bei kleinen und mittleren einmotorigen Flugzeugen erreichen, wenn sie mit Reihenmotoren mit hängenden Zylindern und mit über dem Rumpf liegenden Flügel gebaut werden. Dieser Aufbau eignet sich auch für kleine und mittlere einmotorige Seeverkehrsflugzeuge sehr gut.

Im allgemeinen entsprechen die Kabinen neuzeitlicher Verkehrsflugzeuge den Anforderungen für die Bequemlichkeit der Reisenden. Bei sehr großen Flugzeugen ist es möglich, die Reisenden in bequemen Luxuskabinen im Flügel und in den Schwimmern oder in dem Boote und deren Abstützungen unterzubringen.

Mindestens bei Verkehrsflugzeugen, die über 2 h ununterbrochen fliegen, ist für wenigstens 20 Reisende einschließlich Besatzung ein Abort vorzusehen. Die Reisenden müssen in ihrer Kabine nicht nur bequem sitzen können, sondern sie müssen auch vor den Motor- und Propellergeräuschen ausreichend geschützt sein. Für frische Luft, Heizung, Beleuchtung und gute Verpflegung muß gesorgt sein. Eine bequeme Verbindung der Reisenden mit der Erde während des Fluges durch drahtlose Telephonie oder Telegraphie ist besonders bei längeren Flügen sehr erwünscht.

Die für die Sicherheit der Reisenden beim Flugzeug und seiner Kraftanlage zu treffenden Maßnahmen wurden im dritten Hauptteile behandelt. Auf Grund unserer heutigen Kenntnisse über die Kräfte, die auf die einzelnen Teile des Flugzeuges und seiner Kraftanlage wirken, ist es möglich, bei ausreichend geringen Gewichten unter Verwendung von erstklassigen Materialien mit guten, in allen Teilen gleichbleibenden Festigkeitszahlen, die Querschnitte der einzelnen Bauglieder rechnerisch zu ermitteln.

Metalle sind hinsichtlich der Gleichmäßigkeit ihrer Festigkeitswerte zuverlässiger als Holz. Darum ist danach zu streben, baldmöglichst wenigstens die wichtigsten, kräfteaufnehmenden und kräfteweiterleitenden Teile des Flugzeuges aus geeigneten Metallen herzustellen. Neben Stahl eignen sich besonders auch für kleine und mittlere Flugzeuge Duralumin und Silumin.

Ferner muß bereits bei dem Entwurf des Flugzeuges durch einen entsprechenden Aufbau desselben und seiner Kraftanlage eine möglichst große Sicherheit für die Reisenden erstrebt werden. Dazu gehört, daß der Motor vor den Reisenden aufgestellt wird, der Propeller ein Zugpropeller ist, der Führer und Orter gute Sicht haben, die Reisenden im Falle einer zu harten Landung wegen der dabei bestehenden Brandgefahr schnell und bequem das Flugzeug verlassen können, der Führersitz nicht zu weit vom Schwerpunkt des Flugzeuges entfernt angeordnet ist, eventuell die Motorleistung in zwei oder mehr Motoren unterteilt wird, und daß sie genügend Reserve hat. Dann wurde dargelegt, inwiefern die richtige Anordnung und Konstruktion der Flügel, des Rumpfes, des Leitwerkes, des Fahrgestelles und der Steuer die Sicherheit der Reisenden verbürgt. Automatische Stabilisierungsvorrichtungen für die Sicherheit der Reisenden werden sich nur einführen, wenn sie sich absolut betriebssicher jeden Augenblick ausschalten lassen.

Bei dem Aufbau des Kolbenverbrennungsmotors, der bis auf weiteres allein als Kraftmaschine für den Antrieb von Verkehrsflugzeugen in Frage kommt, ist für die Sicherheit des Flugzeuges und damit der Reisenden darauf zu achten, daß ein möglichst guter Massenausgleich und Gleichgang erzielt wird.

Da sich vorläufig Umlaufmotoren nicht zum Antrieb von Verkehrsflugzeugen eignen, wurde vorgeschlagen, zur Erreichung obiger Ziele stehende, luftgekühlte Motoren bis zu 33 PS als 3- oder 5-Zylinder-, bis zu 60 PS als 5-Zylinder-, bis zu 81 PS als 7-Zylinder- und bis zu 108 PS als 9-Zylindermotoren in Sternform zu bauen.

Bei den sich bisher gut bewährten, wassergekühlten Reihenmotoren genügen zur Erzielung guten Massenausgleiches und guten Gleichganges bis zu etwa 81 PS 4 zylindrige, bis zu etwa 330 PS 6 zylindrige, bis zu etwa 625 PS $2 \times 6 = 12$ zylindrige und bis zu etwa 1000 PS $3 \times 6 = 18$ zylindrige Motoren. Außerdem sind die Motoren bis zu 330 PS mit hängenden Zylindern zu bauen. Zur Erzielung guten Gleichganges sind ferner gute, gleichmäßige Füllungen und Entleerungen der Zylinder, sowie gute, gleichmäßige Zündungen in ihnen erforderlich.

Hat man sich für einen zweckentsprechenden Aufbau des Motors entschieden, dann müssen die richtige Konstruktion, die Auswahl der geeignetsten Materialien sowie sachgemäße Werkstattarbeit und Kontrolle der einzelnen Teile desselben die erforderliche Sicherheit der Kraftmaschine verbürgen. Es muß also für ausreichende Sicherheit des Motorgehäuses, der Zylinder, der Kolben, der Ventile, der Steuerung, der Schubstangen, der Kurbelwelle, der Schmierung, der Vergaser und der Zündung gesorgt werden.

Zur Erzielung größter Sicherheit der ganzen Kraftanlage ist erforderlich, daß die Zünd-, die Kühler-, die Brennstoff- und die Propelleranlage betriebssicher angeordnet, ausgeführt und unterhalten wird.

Schließlich endet dieser Teil mit einer Darlegung der großen Bedeutung nicht nur des Vorhandenseins, sondern auch der richtigen Anordnung aller erforderlichen Instrumente, Schalter und Bedienungshebel der Kraftanlage.

Im letzten, vierten Teile, zeigten wir, daß große Sicherheit des Flugzeuges und seiner Kraftanlage eine wichtige Vorbedingung für die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs mit Flugzeugen ist.

Daher werden Metallflugzeuge voraussichtlich wirtschaftlicher sein als Holzflugzeuge oder solche, die aus Holz und Metall gebaut sind. Die für möglichst große Wirtschaftlichkeit der Flugzeuge und ihrer Kraftanlage zu fordernde weitgehende Auswechselbarkeit der Teile wird sich ebenfalls bei Metallflugzeugen besser erreichen lassen als bei Holz- oder kombinierten Flugzeugen.

In diesem Zusammenhange wiesen wir kurz auf die große Bedeutung hin, die der Leichtmetallbau auch für viele andere Gebiete der Technik hat und empfahlen, ihn auf diesen möglichst bald zu entwickeln.

Aus der bekannten Gleichung:

$$\frac{P \cdot V}{\eta} = \frac{\gamma}{2 \cdot g} F \cdot V^3 (c_w + c_{ws})$$

ersieht man, daß zur Erreichung möglichst großer Wirtschaftlichkeit die Flächenbelastung des Flügels soweit zu steigern ist, als es die Landefähigkeit des Flugzeuges gestattet. Ferner muß das resultierende Flügelrippenprofil eine möglichst günstige Polare haben und der Widerstandsbeiwert der schädlichen Widerstände des Flugzeuges muß möglichst klein gehalten werden. Dagegen müssen die Wirkungsgrade des Motors und des Propellers möglichst hochgetrieben werden.

Zur Vermeidung von Verspätung beim Abfluge, sowie von Unglücksfällen und zur Ermöglichung eines günstigeren Aufbaues der Verkehrsflugzeuge müssen Verkehrsflugzeugmotoren mit einer Vorrichtung versehen werden, die es gestattet, sie auch bei kaltem und feuchtem Wetter bequem und sicher anzulassen, ohne daß vorher der Propeller von Hand durchgedreht zu werden braucht.

Schließlich müssen die Leistungen der Motoren so abgestuft werden, daß die Herstellungskosten dieser sehr hochwertigen Maschinen dadurch verringert werden, daß sie in möglichst geringer Typenzahl und die einzelnen Typen wieder in möglichst großer Zahl in Reihen hergestellt werden können.

Aus der vorliegenden Arbeit geht also hervor, was auf dem Wege zur Schaffung leistungsfähiger, wirtschaftlicher Verkehrsflugzeuge und ihrer Kraftanlagen bei dem heutigen Stande der Flugwissenschaft und -Technik erreicht werden kann und was für die nächste Zukunft angestrebt werden muß.

Daher läßt sie auch erkennen, wie sehr die deutsche Flugtechnik durch die Baubestimmungen für die Friedensflugzeuge der Entente in ihrer Arbeit eingeengt wird. Es bleibt ihr deshalb bis auf weiteres nichts anderes übrig, als sich darauf zu beschränken, innerhalb Deutschlands die wissenschaftliche Forschung in möglichst weitgehendem Maße zu betreiben, die Konstruktionszeichnungen für leistungsfähige Verkehrsflugzeuge anzufertigen und nur Versuche mit Flugzeugen, ihren Kraftanlagen und Teilen für solche unter Verwertung ihrer Ergebnisse vorzunehmen, die nach den Baubestimmungen gestattet sind. Die Ausführung der Flugzeuge und ihrer Kraftanlagen dagegen, deren Bau bis auf weiteres auf Veranlassung unserer Gegner in Deutschland selbst verboten ist, muß in Zweigniederlassungen deutscher Flugzeug- und Flugmotorenfirmen im befreundeten Auslande vorgenommen werden.

Wenn so auch leider die Arbeiten der deutschen Flugwissenschaft und Flugtechnik zur Hebung der deutschen Wirtschaft nicht in vollem Umfange ausgenutzt werden können, so bleibt auf diese Weise doch wenigstens die Möglichkeit, die deutsche Flugtechnik — denn auch die im Auslande nach deutschen Plänen gebauten Verkehrsflugzeuge sind und bleiben deutsche Erzeugnisse — über die Zeit hinweg zu retten, in der sie in Deutschland durch den Machtspruch unserer Gegner beschränkt bleibt.

Literatur-Nachweis.

(Der folgende Literaturnachweis kann nicht auf Vollständigkeit Anspruch erheben, da uns besonders die ausländische Literatur nur zum Teil zur Verfügung stand; doch dürfte er das Wichtigste und Wesentlichste enthalten.)

Einleitung.

1. Willi Hackenberger, Deutschlands Eroberung der Luft. Berlin 1915. Verlag Hermann Montanus.

2a. G. P. Neumann, Die deutschen Luftstreitkräfte im Weltkriege. Berlin 1920. Verlag von E. S. Mittler & Sohn.

2b. v. Hoeppner, Deutschlands Krieg in der Luft. Leipzig 1921. Verlag von K. F. Köhler.

3a. Major v. Tschudi, Bericht über die Erfüllung des Friedensvertrages, soweit er die deutsche Luftfahrt betrifft. Vortrag auf der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im Oktober 1920; berichtet in der ZFM. Beiheft Nr. IV vom April 1921, S. 13ff.

3b. Willy Hahn, Friedensvertrag, Ultimatum und Luftfahrt. Vortrag auf der VII. ordentlichen Mitgliederversammlung der W.G.L. im September 1921; berichtet in der ZFM. Beiheft Nr. VI vom Januar 1922. S. 57 bis 71.

4a. Die Begriffsbestimmungen des Obersten Rates. Regeln zur Unterscheidung der zivilen und militärischen Luftfahrzeuge. ZFM Heft Nr. VIII vom 29. April 1922, S. 108.

4b. Kurt Eppinger, Die Begriffsbestimmungen des Obersten Rates über die Unterscheidung von Militär- und Zivilluftfahrzeugen. ZFM Heft Nr. VIII vom 29. April 1922, S. 109 bis 110.

5a. Dr.-Ing. F. Bendemann, Luftschraubenuntersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik. München und Berlin 1911. S. 1. Verlag R. Oldenbourg.

5b. Jahrbuch des Deutschen Luftschiffer-Verbandes. Berlin 1910. S. 135.

5c. Jahrbuch des Deutschen Luftschiffer-Verbandes. Berlin 1911. S. 146. Verlag Gustav Braunbeck.

5d. Jahrbuch des Deutschen Luftfahrer-Verbandes. Berlin 1912. S. 138 bis 143, 145 und 195.

5e. Willy Hackenberger, Deutschlands Eroberung der Luft. Berlin 1915. S. 13, 14 und 80. Verlag Hermann Montanus.

5f. Dipl.-Ing. Dr. V. Quittner und Ansbert Vorreiter, Die »Ala«, Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung, in Berlin. ZFM Heft VIII vom 27. April 1912, S. 110.

5g. Der Flug »Rund um Berlin«. ZFM Heft 17 vom 14. September 1912. S. 226.

5h. Der Harlan-Eindecker, Militärtyp 1913. ZFM Heft 22 vom 30. November 1912. S. 290 bis 292.

I.

6. Fahrzeiten deutscher Schnellzüge 1880 bis 1922. (Rückgang der Reisegeschwindigkeit in ganz Europa). Der Westen vom 18. August 1922.

7. August Euler, Denkschrift des Unterstaatssekretärs des Reichsluftamtes. Flugsport Heft Nr. 7 vom 2. April 1919. S. 202.

8. A. Baumann, Der Luftverkehr. Deutsche Revue. Dezember 1920.

9. Dr. E. Everling, Der Einfluß des Windes im Luftverkehr. Die Naturwissenschaften. Heft 22 vom 28. Mai 1922. S. 418 bis 423.
10a. R. Aßmann, Die Winde in Deutschland. Braunschweig 1910. S. 37 bis 41.
10b. Vgl. 9, S. 419.
11a. Siegert, Oberstleutnant a. D., Die Verwendungsmöglichkeiten von Flugzeugen. ZFM Heft 9 vom 15. Mai 1920. S. 128/29.
11b. A. Baumann, Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr. Vortrag auf der V. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im Dezember 1919; berichtet in der ZFM. Beiheft Nr. I vom September 1920. S. 32 und 39.
12a. Vgl. 11b., S. 37.
12b. Prof. Dr. A. v. Parseval, Der transatlantische Luftverkehr. Z. d. V. d. I. 1917. S. 734 bis 735.
13. Dr. R. Wagner, Die Dampfturbine im Luftfahrzeug. Vortrag auf der XI. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im Juni 1922; berichtet in der ZFM Heft 13 vom 15. Juli 1922. S. 187/88.
14. Hans Kasparek, Die Aussichten der Gasturbine, Öl- und Gasmaschine, Heft 11, vom Jahre 1921.
15. Prof. Dr. A. v. Parseval, Die Bedeutung des motorlosen Segelfluges. ZFM Heft 19 und 20 vom 30. Oktober 1922. S. 280/81.
16. Dr.-Ing. Dr. L. Prandtl, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. München und Berlin 1921. Verlag von R. Oldenbourg.
17 E. Everling, Ein neues Rechenblatt für Flugleistungen. ZFM Heft 18 vom 30. September 1922. S. 249 bis 251.
18. Dr.-Ing. Rohrbach, Die Vergrößerung der Flugzeuge. Vorgetragen auf der XI. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im Juni 1922 in Bremen; berichtet in der ZFM Heft 13 vom 15. Juli 1922. S. 185/86.
19a. H. Dechamps und K. Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren. Berlin 1921. S. 92 bis 191. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
19b. Ed. Seppeler, Die bisherige und zukünftige Entwicklung der Flugmotoren. ZFM Beiheft I vom September 1920. S. 46 bis 50.
20. Ed. Seppeler, Über die Erhöhung der Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit von Flugmotoren. Siehe Anhang Nr. 2.
21. R. Aßmann, Die Winde in Deutschland. Braunschweig 1910.

II.

22. Dr. F. Bendemann, Jahrbuch der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. 1. Band 1912/13. Berlin 1914. S. 180/82.
23. Otto Schwager, Sternformmotoren. ZFM Heft 9 vom 15. Mai 1920, S. 123/24, und Heft 10 S. 139ff.
24. Kurt Bennewitz, Flugzeuginstrumente. Berlin 1922, S. 275 bis 279.
25. Dr. H. Junkers, Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues. Vortrag auf der V. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im Dezember 1919; berichtet in der ZFM Heft 3 vom 14. Februar 1920, S. 35/37.
26. H. Dechamps und K. Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren. Berlin 1921, S. 230 bis 236.
27. Erich Niemann, Funkentelegraphie für Flugzeuge. Berlin 1918.

III.

28a. Prof. Dr. A. Pröll, Flugtechnik. München-Berlin 1919. Verlag von R. Oldenbourg.
28b. Dr.-Ing. H. G. Bader, Grundlagen der Flugtechnik. Berlin 1920. Verlag von B. G. Teubner.
29. Prof. F. Romberg, Bericht über die Tätigkeit des Unterausschusses über Motoren. Jahrbuch der WGL. Flugtechnik II. Band. 1913/14. S. 196 bis 212.
30a. Fuchs-Hopf, Aerodynamik. Berlin 1922. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
30b. Dr.-Ing. Dr. L. Prandtl, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. Berlin 1921. Verlag von R. Oldenbourg.
31a. A. Rohrbach, Bausicherheit und Kurvenflug. ZFM Heft 1 vom 14. Januar 1922. S. 1 bis 5.
31b. Wilh. Hoff, Die Festigkeit deutscher Flugzeuge. ZFM Beiheft Nr. VIII. 1922.
31c. A. van Gries, Flugzeugstatik. Berlin 1921, Verlag von Julius Springer.
31d. Dr. V. Lewe, Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit. ZFM Heft 9 vom 15. Mai 1920 S. 124 bis 128.
32a. Prof. Rudeloff. Der heutige Stand der Holzuntersuchungen und die Vereinheitlichung der Prüfungsverfahren. Mitteilungen aus den Kgl. Technischen Versuchsanstalten 1899. Verlag von Julius Springer, Berlin.
32b. Prof. Rudeloff, Aufstellung einheitlicher Methoden für die Prüfung von Holz. Mitteilungen aus dem Kgl. Materialprüfungsamt zu Groß-Lichterfelde West. 1907. I. Heft, S. 2 bis 11.
32c. A. Baumann, Zur Beurteilung von Holz für Bauzwecke. Technische Berichte Band III, Heft 4.
32d. A. Baumann, Die bisherigen Ergebnisse der Holzprüfungen in der Materialprüfungsanstalt an der Technischen Hochschule Stuttgart. Heft 231 der Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens. Herausgegeben vom VDI 1922.
32e. A. Baumann, Mechanische Grundlagen des Flugzeugbaues. München und Berlin 1913. S. 107ff. Verlag von R. Oldenbourg.
32f. C. Dornier, Über Metall-Wasserflugzeuge. ZFM Beiheft Nr. VI vom Januar 1922, S. 78ff.
33. »Hütte«. Des Ingenieurs Taschenbuch. Verlag von Wilh. Ernst & Sohn, Berlin 1923. S. 586 u. 587.
34a. M. v. Schwarz, Legierungen. Stuttgart 1920. S. 59. Verlag von Ferdinand Encke.
34b. E. Unger und E. Schmidt, Duralumin. Technische Berichte Band III Heft 6.
34c. Duralumin als Baustoff für Zahnradgetriebe. Zeitschrift für Metallkunde Heft 14 vom November 1921. S. 510.
34d. Mitteilungen der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde. Zeitschrift für Metallkunde, Heft 14, vom November 1921.
35. I. Czochralski, Silumin, eine neue Leichtlegierung. Zeitschrift für Metallkunde, Heft 14, vom November 1921. S. 507 bis 510.
36. A. K. Rohrbach, Beziehungen zwischen der Betriebssicherheit der Flugzeuge und der Bauart ihrer Kraftanlagen. ZFM Beiheft 4 vom April 1921. S. 27 bis 41.
37. Dr. E. Everling, Sicherheitsvorkehrungen für Flugzeuge. Der Motorwagen, Heft 24, vom 31. August 1922, S. 453 bis 467, und Heft 27 vom 30. September 1922, S. 511 bis 516.
38. Dechamps und Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren. Berlin 1921. S. 192 bis 211.
39. Dr. E. Everling, Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge. Vortrag auf der XI. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im Juni 1922; berichtet im ZFM, Heft 13, vom 15. Juli 1922, S. 186.
40. Th. E. Sönnichsen, Navigation und Seemannschaft im Seeflugzeug. Berlin 1918. S. 79 bis 106. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
41a. K. Gehlen, Querstabilität und Seitensteuerung von Flugmaschinen. München 1913, Verlag von R. Oldenbourg.
41b. Fuchs-Hopf, Aerodynamik. Berlin 1922. S. 310 bis 446 und S. 459/60. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
42a. Hans Kasparek, Die Aussichten der Gasturbine, Öl- und Gasmaschine 1921, Heft 11.
42b. Eyermann-Schulz, Die Gasturbinen, ihre geschichtliche Entwicklung Theorie und Bauart. Berlin 1920. S. 284 bis 301. Verlag von M. Krayn.
43. Dr. R. Wagner, Die Dampfturbine im Luftfahrzeug. Vortrag auf der XI. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im Juni 1922; berichtet in der ZFM, Heft 13, vom 15. Juli 1922. S. 187/88.
44a. Prof. Dr. A. v. Parseval, Kritischer Bericht. Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik. II. Band. 1913/14. 3. Lieferung. S. 193 bis 195.
44b. O. Winkler, Entwerfen von leichten Verbrennungsmotoren, insbesondere von Luftfahrzeugmotoren. Berlin 1919. S. 74ff. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
44c. Otto Schwager, Motorenkunde für Flugzeugführer, Beobachter und Werkmeister. Berlin 1918. II. Teil. S. 44 bis 54.
44d. Prof. Baumann, Über Motorsysteme. Jahrbuch der WGL für Flugtechnik. II. Band. 1913/14. S. 40 bis 66.

45. Otto Günther, Luftgekühlte Stern-Flugmotoren. Der Motorwagen. Heft 32 vom 20. November 1922, S. 608 bis 611.
46a. Dr.-Ing. Kölsch, Gleichgang und Massenkräfte bei Fahr- und Flugzeugmaschinen. Verlag von Julius Springer. 1911.
46b. O. Winkler, Entwerfen von leichten Verbrennungsmotoren, insbesondere von Luftfahrzeugmotoren. Berlin 1919. S. 54 bis 73. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
47. Vgl. 38., S. 192ff. und S. 240.
48a. Dipl.-Ing. K. Grulich, Über die an Verkehrsflugzeugmotoren zu stellenden Anforderungen. Vortrag auf der VII. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL am 7. September 1921; berichtet ZFM, Heft 17, vom 15. September 1921 S. 259/60 und N. f. L. 21/36, 45.
48b. Dipl.-Ing. Gsell, Stand der ausländischen Flugzeuge und Flugmotoren. Vortrag auf der VII. ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL im September 1921; berichtet ZFM Heft 17 vom 15. September 1921, S. 257/58.
49. Dr.-Ing. Ad. Karl Rohrbach, Das 1000-PS-Verkehrsflugzeug der Zeppelin-Werke in Staaken. Z. d. V. d. I. 1921, Nr. 23, S. 591ff.
50. Dr.-Ing. Edm. Rumpler, Der 1000-PS-Flugmotor. Berlin 1921. Verlag von R. Oldenbourg.
51. Vgl. 44c, S. 66/67.
52. Vgl. 38, S. 233 bis 236.
53. Vgl. 46b, S. 23.
54. Vgl. 46b, S. 251 bis 261.
55. Vgl. 46b, S. 241/42.
56. Vgl. 46b, S. 247 bis 251.
57a. Vgl. 46b, S. 161 bis 177.
57b. Prof. Dr.-Ing. Gabriel Becker, Vervollkommnung der Kraftfahrzeugmotoren durch Leichtmetallkolben. München—Berlin 1922. Verlag von R. Oldenbourg.
58. Vgl. 46b, S. 177 bis 188.
59. Vgl. 46b, S. 188 bis 199.
60. Vgl. 46b, S. 273 bis 276.
61. Vgl. 46b, S. 243 bis 247.
62a. Vgl. 46b, S. 270 bis 273.
62b. R. Gsell, Untersuchungen von Spiralschlauch-Rohrverbindungen. Maschinenbau Band I, Nr. 11, vom 9. September 1922, S. 686/87.
63. Vgl. 46b, S. 267 bis 270.
64a. Ed. Seppeler, Die bisherige und zukünftige Entwicklung von Flugmotoren. ZFM Beiheft Nr. I vom September 1920, S. 43 bis 50.
64b. Gustav Künzel, Verbesserungsmöglichkeiten für Zweitaktmotoren. Der Motorwagen Heft 32 vom 20. November 1922, S. 611 bis 614.
64c. Ed. Seppeler, Vgl. Anhang Nr. 2.
65a. Vgl. 46b, S. 264 bis 267.
65b. Vgl. 38, S. 167 bis 191.
66a. Vgl. 38, S. 158 bis 167.
66b. Horstmann, Marinebaurat. Havarien an Seeflugzeugmaschinenanlagen (s. Anhang 1).
67a. Pülz, Kühlung und Kühler für Flugmotoren. Berlin 1920. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
67b. K. Müller, Flugmotoren. 2. Auflage. München-Berlin 1918. Verlag von R. Oldenbourg.
68. I. Haw, Sonderbauarten von Luftschrauben. ZFM 1921, S. 225.
69a. Dr. Kurt Bennewitz, Flugzeuginstrumente. 1922. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
69b. Bau- und Lieferungsvorschriften für Heeresflugzeuge. 1918. S. 14. Berlin 1919. Gedruckt in der Reichsdruckerei.
70a. Erich Niemann, Funkentelegraphie für Flugzeuge. Berlin 1920. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
70b. K. Solff, Die neuesten Fortschritte auf dem Gebiete der drahtlosen Telegraphie und Telephonie. ZFM Beiheft IV vom April 1921. S. 66 bis 70.

IV.

71. A. Baumann, Die Kosten der Luftreise. ZFM Heft 2 vom 31. Januar 1921 S. 17 bis 20. Heft 3 vom 15. Februar 1921, S. 33 bis 35.
72. Dr. H. Döring, Versicherung und Luftverkehr. Berlin 1921. Verlag von E. S. Mittler & Sohn.
73a. E. Meyer, Die Bedeutung der verspannungslosen Flugzeuge für den Luftverkehr. Verlag von Gustav Braunbeck, Berlin.
73b. C. Dornier, Über Metall-Wasserflugzeuge. ZFM Beiheft VI vom Januar 1922, S. 72 bis 98.
73c. A. van Gries, Flugzeugstatik. Berlin 1921. Verlag von Julius Springer. S. 177 bis 183, 276.
74. Vgl. 73c, S. 332 bis 336.
75a. Die Verwendungsgebiete des Aluminiums. Zeitschrift des VdI. Januarheft 1922.
75b. I. Czochralski, Silumin, eine neue Leichtlegierung. Zeitschrift für Metallkunde, Heft 14, 1922, S. 507 bis 510.
75c. Duralumin als Baustoff für Zahnradgetriebe. Vgl. 75b, S. 510.
75d. Professor Dr. A. Keßner, Ausnutzung und Veredelung deutscher Rohstoffe. Berlin 1921. Verlag des V. d. I, S. 18.
76. Richard Vogt, Faktoren, welche die Rentabilität eines Flugverkehrs bedingen, unter besonderer Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit. ZFM Beiheft VII vom Mai 1922, S. 121 bis 134.
77a. Dr. R. v. Mises, Fluglehre. Berlin 1922, S. 106 bis 109.
77b. Prof. Dipl.-Ing. C. Eberhardt, Flugtechnik. Berlin 1921. S. 33 bis 37. Verlag von Vereinigung wissenschaftlicher Verleger. Walter de Gruyter & Co.
78. Dr. E. Everling. Vgl. 39, S. 186.
79. Vgl. 30b.
80. Vgl. 41b, S. 242 bis 252.
81. Vgl. 38, S. 201 bis 211, 214 bis 219.
82a. W. G. Noack, Flugzeuggetriebe. Z. d. V. d. I. 1920, S. 317ff.
83a. Dr. F. Bendemann, Luftschraubenuntersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik. München-Berlin 1911, 1911/12 und 1913/15. Verlag von R. Oldenbourg.
83b. Georg König, Die Berechnung von Luftschrauben vermittelst Propellerpolaren. ZFM Beiheft II vom Oktober 1920. S. 11 bis 26.
83c. Dr. Borck, Die Luftschraube. Berlin 1918. Verlag von R. C. Schmidt & Co.
84. I. Haw, Sonderbauarten von Luftschrauben. ZFM 1921, S. 225.
85. Vgl. 38, S. 90/91 und 107.
86. Vgl. 38, S. 92ff.
87. Dipl.-Ing. O. Schwager, Eine neue Zündung ausländischer Flugmotoren. USA-Zündsystem. Illustrierte Flugwelt 1920, S. 202ff.
88. Vgl. 38, S. 173 bis 174.
89. Prof. Dr. H. Reißner, Wirkungsweise und Anwendungsbereich der Verstellpropeller. ZFM Beiheft I vom September 1922, S. 60 bis 71.
90. P. Rieppel, Aussichten und Aufgaben des Ölmaschinenbaues. ZdVdI 1920, S. 1021 bis 1026, S. 1051 bis 1055, besonders S. 1054/55.
91. Dr.-Ing. W. Hoff, Die Entwicklung deutscher Heeresflugzeuge im Kriege. Z. d. V. d. I. 1920, S. 493ff.
92a. I. Offermann, Technik und Ökonomik im Flugverkehr mit Flugzeugen. ZFM 1921, Heft 19 und 20.
92b. E. Offermann, Verfahren zur Berechnung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben und Charakterisierung anteiliger Einflüsse. ZFM Beiheft VII vom Mai 1922, S. 111 bis 121.

Anhang.

Wenn auch Verkehrsflugzeuge in vielen Beziehungen unter anderen Verhältnissen arbeiten als Kriegsflugzeuge, so lassen sich doch viele Erfahrungen, die an letzteren während des Krieges gesammelt worden sind, für die Friedensluftfahrt nutzbar machen.

Von den Arbeiten, die wir uns bemüht haben, als Material für unsere vorstehende Abhandlung zu erhalten, sei daher die folgende von Marinebaurat Horstmann wiedergegeben, der sie uns in liebenswürdiger Weise zur Verfügung gestellt hat. Er hatte während des Krieges den Einbau der Kraftanlagen in Seeflugzeuge bei dem Seeflugzeug-Versuchskommando der kaiserlichen Marine zu überwachen und die Weiterentwicklung desselben zu fördern.

1. Havarien an Seeflugzeug-Maschinenanlagen.

Motorstörungen über dem Feinde bedeuteten beim Landflugzeug mindestens Gefangennahme. Daher existiert meines Wissens keine einigermaßen genaue Statistik über solche Störungen bei der Armeefliegerei.

Beim Seeflugzeug verursachte Motorhavarie Notlandung, die zwar besonders bei Seegang oft den Verlust des Flugzeugs, aber nur selten die Gefangennahme oder den Tod der Insassen herbeiführte.

Der folgenden Besprechung über Motorstörungen liegen die Unfallmeldungen deutscher Seeflugstationen zugrunde. Sie um-

fassen sämtliche in der Zeit vom Dezember 1915 bis September 1918 dem Reichsmarineamt gemeldeten Unfälle, soweit sie auf die Maschinenanlage zurückzuführen sind.

Die Störungen an den Maschinenanlagen sind in 11 Gruppen gegliedert, nach den mutmaßlichen oder festgestellten Ursachen, durch die die Havarien hervorgerufen wurden.

Es werden unterschieden:

1. Feindliche Einwirkung.
2. Motorstörungen allgemeiner Art.
3. Motorbruch.
4. Schäden am Triebwerk.
5. Versager an der Schmierung.
6. Vergaserbrand.
7. Zündungsstörung.
8. Versager an der Benzinzuleitung.
9. Versager an Kühlung.
10. Luftschraubenbruch.
11. Versager am Drosselgestänge.

1. Zum ersten Punkt, feindliche Einwirkungen, muß bemerkt werden, daß diese zwar nicht zu den Schäden gehören, die zu bekämpfen in der Macht des Motor- und Flugzeugkonstrukteurs steht. Aber gewisse Schlüsse lassen sich auch hieraus für die Technik ziehen. Die Zusammenstellung weist nur sechs Motorstörungen durch feindliche Einwirkung auf. Der Grund ist, daß die Ursachen der meisten Verluste infolge Beschießung nicht festgestellt sind, weil die Besatzung tot oder gefangen war, oder eine Feststellung des Schadens durch die Nähe des Feindes verhindert wurde. Es sind hier also nur die Ausnahmefälle verzeichnet, wo die Besatzung des abgeschossenen Flugzeuges geborgen werden konnte und Zeit hatte, die feindlichen Treffer festzustellen. Es sind gemeldet: Drei Schüsse in den Kühler und die Kühlwasserleitung, 1 Volltreffer in den Motor, ein Benzinbehälter- oder Benzinleitungstreffer, sowie eine Notlandung wegen Propellerschüsse. Nur eins der Flugzeuge konnte geborgen werden, während die anderen vollkommen verloren gingen. So spärlich diese Angaben sind, so wird doch die Wahrscheinlichkeit darin bestätigt, daß die verhältnismäßig große Kühlerfläche am meisten Treffchancen gewährt, besonders beim Luftgefecht, wo der Kühler ein besonders gutes Ziel bietet.

2. Als zweites Stichwort ist »Motorstörung« gewählt. Der Titel bedarf der Erklärung: er bedeutet, daß der Führer infolge schneller Zerstörung des Flugzeuges durch die See, die Nähe des Feindes, Mangel an Verständnis oder sonstige Umstände nicht in der Lage war, die genaue Ursache seines Motorversagers und der daraus folgenden Notlandung festzustellen. Etwa 28 vH aller Meldungen geben Motorstörung als Grund an; 36 vH der Motorstörungen verursachten den Totalverlust des Flugzeuges, in den übrigen Fällen konnte der Motor, in einigen auch das meist schwer beschädigte Flugzeug geborgen werden, letzteres wohl nur, wenn der Unfall in der Nähe der Flugstation oder eigener Seestreitkräfte erfolgt war.

Einige Auszüge aus den Verlustmeldungen mögen die Umstände der Havarie veranschaulichen.

Meist heißt es lakonisch: »Motorpanne, Flugzeug zertrümmert, Motor gerettet«. In einigen Fällen findet sich die Bemerkung »Motorversager, Flugzeug in Kurve abgerutscht — Nachlassen der Drehzahl beim Start«. Diese Fälle lassen den Schluß zu, daß die Motorstörung vielleicht nur die Entschuldigung für unvorsichtiges oder fehlerhaftes Fliegen war. Einmal wird gemeldet: »Motor sprang nicht mehr an«. Wer die Seefliegerei kennt, kann sich vorstellen, welche Arbeit hinter diesen Worten steckt. Sie bedeuten immer wiederholtes Durchdrehen der Schraube, Arbeiten am Magnet, im Regen. Dazu Seegang, vielleicht auch Seekrankheit, die bange Ungewißheit, ob Hilfe zur rechten Zeit nahen werde. 19 h hat nach einer Meldung ein Flugzeug in See getrieben, bis es endlich gefunden wurde. Vielfach wurde das Flugzeug beim Schleppen im Seegang zerstört, oder die Schwimmer brachen beim Versuch, in Seegang und Dünung mit geringer Drehzahl nach Hause zu rollen. Nach einer Meldung half der große Bruder, das Luftschiff, den bedrängten Fliegern und rettete außerdem den Motor, nach einer anderen mußte das Flugzeug im feindlichen Gebiet zerstört werden, wobei die Besatzung durch andere Flugzeuge aufgenommen werden konnte.

3. Ich komme zu den Havarien, die durch Motorbruch verursacht wurden. Unter dieser Bezeichnung sind zusammengefaßt 15 Brüche an Zylindern, Steuerwelle, Ventilen, Kolben, Gehäuse, Auspufftopf. 60 vH dieser Brüche führte den Verlust von Flugzeug und Motor herbei.

Der Wortlaut der Meldungen führt dreimal »Motorbruch« oder »Motorexplosion« mit Totalverlust als Folge an. Die Besatzung hat während des Gleitfluges nicht Zeit oder Besinnung gehabt, den Schaden näher festzustellen, was schon allein durch das austretende, nach hinten geschleuderte heiße Kühlwasser erklärt werden kann. In einem Fall ist der vordere Zylinder abgerissen, der zweite angebrochen; in einem anderen Fall flog der vordere Zylinder plötzlich weg und blieb am achtern Haken des Heißstropps hängen; zwei weitere Fälle melden Abreißen eines Zylinders. Ferner erscheinen als Ursache ein Steuerwellenbruch, ein Kipphebelbruch, ein Ventilschaftbruch, drei Kolbenbrüche, wobei einmal die Wanne zerstört wurde; ein Bruch eines Nockenwellendeckels, wodurch die Steuerwelle verbogen wurde und die Zylinder aufhörten, zu arbeiten. Schließlich führte ein zerrissener Auspufftopf zu einer Notlandung. Dieser letztere Fall erscheint nur einmal in den Meldungen. Tatsächlich ist er sehr häufig aufgetreten, nur daß er im allgemeinen keine ernsten Folgen hatte.

4. Die vierte Gruppe umfaßt die Schäden am Triebwerk, zusammen 21 Meldungen. Unter Triebwerk sind hier sämtliche sich bewegenden Teile des Motors zusammengefaßt. In 62 vH dieser Fälle erfolgte Totalverlust. Die Havarien erstrecken sich auf folgende Teile: Fressen von Kolben, teilweise als Folge davon Bruch von Kolben; Festsetzen von Ventilen; Auslaufen von Kurbellagern, damit verbunden Abreißen einer Pleuelstange; Heißlaufen der Kurbelwelle. Alle diese Fälle haben ihre Ursache wohl ausnahmslos in Störungen der Ölzufuhr, obwohl ein sichtbarer Schaden der Ölversorgung in keinem Fall gemeldet ist. Aufmerksames Beobachten des Ölmanometers hätte vielleicht einen Teil der Unfälle verhindern können; oft mag auch weite Entfernung von der Küste, starker Seegang oder Nähe des Feindes dazu geführt haben, aus dem Motor trotz Störung an der Schmierung soviel herauszuholen als eben ging.

Anders sind die Kurbelwellenbrüche zu beurteilen, die ebenfalls in diese Gruppe aufgenommen sind und 21 mal in den Meldungen erscheinen. Sie erfolgen ausnahmslos ohne warnende Vorzeichen und führen meist zu sehr schweren Beschädigungen oder zur völligen Zerstörung des Motors. Es fällt auf, daß die Kurbelwellenbrüche zu 58 vH in die Monate Mai bis Oktober 1916 fallen. Ins Jahr 1917 fallen nur 17 vH, 1918 nur 25 vH, trotz der erheblich größeren Anzahl von Frontflugzeugen. Diese Verteilung läßt den Schluß zu, daß die späteren Kurbelwellenkonstruktionen eine größere Festigkeit aufweisen, obwohl das Material zum Schlusse des Krieges nicht das hochwertige der ersten Kriegszeit war.

5. Obwohl ein Teil der in der vorigen Gruppe behandelten Schäden mit ziemlicher Sicherheit auf Versager der Schmierung zurückgeführt werden kann, sind Schäden an der Ölleitung als Ursache des Unfalls nur sechsmal gemeldet worden. In vier Fällen wird Ölrohrbruch angegeben; in einem Falle Ölverlust, der nicht näher begründet ist; in dem letzten Verölung der Lager infolge zu reichlicher Ölzufuhr. Zu der geringen Zahl der gemeldeten Störungen mag auch beigetragen haben, daß gerade die Ölleitung infolge ihrer Lage im allgemeinen äußeren Beschädigungen nicht ausgesetzt ist, und daß die Rohrleitungen außerhalb des Motors kurz und ohne komplizierte Schaltungen sind.

Auffällig sind die Folgen der Störung in der Schmierung. 60 vH der Unfälle führten zum Verlust von Flugzeug und Motor. Man kann den hohen Prozentsatz damit erklären, daß Ölverlust bei Leitungsschäden, um solche handelt es sich ja hier nur, meistens schnell erkennbar ist, weil das nach hinten geschleuderte Öl sich bei Führer und Beobachter unangenehm bemerkbar macht. Undichtigkeiten oder Brüche gestatten daher in der Nähe eines Stützpunktes in der Regel die Rückkehr; treten diese Havarien auf hoher See auf, so wird die Mehrzahl der Führer, besonders bei Seegang, Dünung, Nähe des Feindes versucht haben, den Hafen zu gewinnen, was bei zu langer Flugdauer zu Warmlaufen, Fressen und Zerstörung des Motors führen muß. Die gutartig verlaufenen Ölleitungsstörungen sind in den Meldungen naturgemäß nicht enthalten. Es kann jedoch angenommen werden, daß sie nicht häufig aufgetreten sind, weil sonst die Zahl der mit Unfällen verbundenen wohl größer sein müßte.

6. Eine bemerkenswerte Gattung von Unfällen bilden die Vergaser- und Motorbrände, die 17 mal gemeldet werden. 77 vH dieser Fälle führen den vollständigen Verlust von Motor und Flugzeug herbei. Der Wortlaut gibt meist: »Brand am Motor« oder einfach »Vergaserbrand« an. In einem Falle erfolgte der Brand beim Rollen; in einem anderen nach starkem Klopfen des Motors und einigen Aussetzern. Eine Meldung lautet: »Beim Gleitfluge zeigte sich in 100 m eine kleine Flamme, die schnell größer wurde«. Von einem Führer wird sogar Festklemmen oder Bruch eines Ansaugeventiles als Grund des Vergaserbrandes angegeben.

Der hohe Prozentsatz der Totalverluste erscheint erklärlich, da Vergaserbrände meist die schleunige Landung ohne Rücksicht auf See und Dünung erzwingen. Das bei Landflugzeugen oft mit

Erfolg angewandte Mittel, den Brand durch Sturzflug bei ganz geöffneter Drossel und geschlossenem Benzinhahn zu löschen, ist bei Seeflugzeugen in den meisten Fällen nicht anwendbar, da die Flughöhe bei Aufklärungsflügen in der Regel nur einige hundert Meter betrug. Aber auch wenn die Landung nicht zum Bruch führte, wird auf See ein Ablöschen des Flugzeugs wohl nur selten möglich gewesen sein. 65 vH aller Vergaserbrände fallen in das Jahr 1917, und zwar über die Hälfte davon — 35 vH aller gemeldeten Brände — in den Monat August ds. Js. Der Umstand, daß die Brände im Jahre 1917 und 1918 mit einer Ausnahme bei Motoren einer Bauart auftreten, läßt auf einen Konstruktionsfehler schließen. Tatsächlich bestand ein solcher.

7. Aussetzen des Motors und Störungen an der Zündung werden 26 mal als Ursache der Havarie genannt. Man mag Bedenken haben, diese zwei Arten von Motorstörungen zusammenzufassen. Aussetzer können ihre Ursache an falschem Gemisch, Benzinmangel, verrußten Kerzen und Isolationsfehlern haben. Diese Gründe sind aber nicht leicht im Fluge festzustellen. Nur sechs Meldungen geben Zündungsdefekte mit Gewißheit als Störungsgrund an, während die übrigen Aussetzer unregelmäßiges Arbeiten, nicht ordentliches Anspringen, Knallen verzeichnen. Da diese Fehler zum Teil beim Start, zum Teil in niedriger Flughöhe auftraten, verursachten sie Notlandungen unter ungünstigen Verhältnissen (gegen die Sonne, mit dem Wind) und führten häufig die Zerstörung des Flugzeuges herbei. 23 vH der Unfälle ergaben Totalverlust. Im allgemeinen kann angenommen werden, daß Aussetzer nicht zur überstürzten Notlandung zwingen, wenn sie nicht gerade in kritischen Momenten (Start, Kurve in niedriger Höhe usw.) auftreten. Man kann auch mit knallendem Motor nötigenfalls noch recht lange fliegen. Es spielen bei solchen Notlandungen oft psychologische Gründe mit. Die ständige Nervenanspannung, die der immer wieder versagende Motor bei dem Führer auslöst, läßt die Gefahr und Schwierigkeiten einer Landung geringer erscheinen als unter normalen Umständen. Ein Teil der Brüche kann so wohl zustande gekommen sein.

8. Die gemeldeten Störungen an der Benzinförderung werden zurückgeführt auf: Fressen der Benzinpumpe (einmal), Störungen am Druckluftventil, Undichtigkeit der Leitung, verstopfte Fallbenzinleitung, sowie Benzinmangel beim Umschalten. Im ganzen sind 11 Fälle gemeldet. Drei davon können auf einfachen Benzinmangel zurückgeführt werden, der seine Ursache im Versagen der Benzinzufuhr haben mag. Die Störungen an der Leitung, die schließlich bei mehrmotorigen Flugzeugen recht komplizierte Schaltungen aufwies, sind verschwindend gering; ein Beweis, daß dieser Teil der Maschinenanlage im allgemeinen mit großer Sorgfalt konstruiert und ausgeführt wurde. Die Störungen hatten nur in zwei Fällen — 18 vH — Totalverlust zur Folge.

9. Die nächste Gruppe umfaßt die durch Versagen der Kühlung verursachten Fälle. Es sind 13 Kühlstörungen gemeldet, 54 vH ergeben Totalverlust. Es lassen sich drei Arten von Beschädigungen unterscheiden: »a) Wasserverlust durch Kochen, weil Kühler zu klein. Dieser Fall ist dreimal als Grund der Havarie angegeben, und zwar datieren diese Fälle nur aus den Jahren 1916 und 1917. Bemerkt sei, daß Kühlerpannen im Jahre 1916 und Frühjahr 1917 nicht selten waren; sie traten jedoch in der Regel so früh auf, daß schlimme Folgen durch Drosseln des Motors usw. vermieden werden konnten. Durch Einbau von Thermometern in der Kühlwasserleitung seit Sommer 1916 war der Führer in der Lage, seine Kühlwassertemperatur zu überwachen. Ernste Fälle sind seit dieser Zeit nicht zu verzeichnen. Auch die gemeldeten Fälle sind Ausnahmeerscheinungen. In dem einen Falle liegt der Kühler hinter dem Führer (Flugboot), so daß der Wasserverlust nicht beobachtet wurde. b) Brüche an der Leitung sind ebenfalls dreimal gemeldet, und zwar zwei Rohrbrüche und ein Riß des Kühlmantels am Zylinder. c) Undichtigkeiten an den Gummischellen der Leitung und den Gummiverbindungen der Zylinder verursachten den größten Teil dieser Havarien. Einmal ist Verbrennen der Schellen durch die Auspuffleitung festgestellt. Die Verbindung der Rohrleitungen und Zylinder durch Gummischellen muß als Überbleibsel aus den Anfängen des Flugzeugbaues bezeichnet werden. So bequem diese Verbindung, die an Versuchsapparate in chemischen Laboratorien erinnert, für die Montage ist, so wenig konstruktiv und maschinenbaulich erscheint sie für den forcierten Betrieb eines Flugmotors.

10. Luftschraubenbrüche erscheinen in den Verlustmeldungen 12 mal; fünf Flugzeuge waren ganz verloren; 7 mal konnte der Motor geborgen werden; neun Brüche erfolgten ohne erkennbare Ursache. In einigen Fällen wird starkes Vibrieren des Flugzeuges vor dem Bruch angegeben, sodaß auf mangelhaftes Auswuchten der Schraube geschlossen werden kann. In zwei Fällen rissen die Schraubenbolzen; einmal genügt das Wegfliegen der Propellerhaube, um Notlandung und Zerstörung des Flugzeuges zu verursachen. Die Folgen der Luftschraubenbrüche sind meist sehr schwer. Die Meldungen besagen: »Motor wird losgerissen.« »Schwimmer durch abfliegendes Stück zerschlagen, Motorfundament gebrochen und Kühlleitung abgerissen.« »Schwimmer zerschlagen.« »Motor riß sich heraus und fiel in die Tiefe.«

11. Als letzte Gruppe sind Unfälle, die durch Versagen der Drosselbetätigung entstanden sind, zusammengestellt. Es sind neun solcher Fälle gemeldet, von denen zwei Totalverlust, die anderen schwere Beschädigung des Flugzeuges verursachten. Die einfach erscheinende Aufgabe, ein leicht und sicher wirkendes Gestänge zur Bedienung der Gasdrossel herzustellen, ist demnach verhältnismäßig oft nicht gelöst. Die Art der Störung besteht meist in Klemmen oder unbeabsichtigtem Aufspringen, in einem Falle im Versagen des Bowdenzugs. Die Absicht des Flugzeugführers, den Motor anspringen zu lassen, oder Gas fortzunehmen, wird durch die Störung verhindert. In vielen Fällen ist nicht Zeit vorhanden, der Lage entsprechende Entschlüsse zu fassen und auszuführen, und der Bruch ist unvermeidlich. Es erhellt, daß gerade das Bedienungsorgan des Motors, ebenso wie die Steuerung des Flugzeuges, von größter Wichtigkeit für die Sicherheit des Flugzeuges ist.

Nachdem in obiger Zusammenstellung die einzelnen Maschinenhavarien der Art nach geordnet sind, ist es vielleicht von Interesse, die zeitliche Verteilung zu betrachten.

In der beigefügten Kurve (Abb. 45) ist ersichtlich, daß die Mehrzahl der Unfälle, wie zu erwarten, in die Hauptflugzeit, den Sommer fallen. Eine Ausnahme bildet 1916, das seine größte Spitze im Oktober hat. Die absolute Zahl steigt mit dem Wachsen der Seefliegerei. Ein Maßstab für die Güte der Motoren ist die Tatsache, daß die Zahl der abgenommenen Motoren im März 1917 die größte Höhe erreicht. Von dort ab fällt sie ständig bis März 1918. Darüber hinaus fehlen mir die Unterlagen (vgl. Abb. 46). Trotz der erheblich gewachsenen Zahl der Flugzeuge sind also weniger Motoren geliefert, weil der Motor das Flugzeug an Lebensdauer erheblich übertrifft, und auch nach schweren Unfällen meist immer wieder reparaturfähig ist.

Die einzelnen Unfallgruppen sind bei ihrem Auftreten von der Jahreszeit ziemlich unabhängig. Allgemeine Motorstörungen, Aussetzer und Zündungsschäden, sowie Havarien an Triebwerk und Kurbelwelle verteilen sich ziemlich gleichmäßig über die Beobachtungszeit. Motorbrüche außer Kurbelwellenbrüchen beginnen erst im Mai 1917, von einer Ausnahme abgesehen; vielleicht eine Folge der beginnenden Knappheit an Sparmetall. Luftschraubenbrüche treten mit einer Ausnahme nur im Sommerhalbjahr auf. Man kann hieraus schließen, daß Austrocknen der Schrauben nicht ohne Einfluß auf die Unfälle gewesen ist. Kühlungspannen sind hauptsächlich im Sommer zu verzeichnen, desgleichen Vergaserbrände. Die übrigen Gruppen verteilen sich ziemlich gleichmäßig über das Jahr.

Eine ausführliche »Moral« aus diesen Unfällen zu ziehen, dürfte sich erübrigen, weil die Havarien zum größten Teil Motoren- und Flugzeugfirmen bekanntgegeben und die Konstruktionen laufend nach den Fronterfahrungen geändert sind. Eine kurze Besprechung der Lehren, die sich aus den Unfallgruppen ergeben, sei dennoch hinzugefügt.

Das schwierige Durchdrehen des Motors im Seegang ließ den Wunsch nach einer sicher wirkenden Anlaßvorrichtung entstehen, eine Aufgabe, die in der Seefliegerei viel bearbeitet und bis Kriegsende nicht gelöst worden ist. Für eine Kurbel fehlte der Raum, auch erfordert bei starken Motoren das Durchdrehen zu viel Kraft. Druckluftanlasser, die in englischen Seeflugzeugen teilweise eingebaut waren, hatten sehr hohes Gewicht, während ihre Leistungsfähigkeit sehr begrenzt war. Viel Versuche wurden mit Azetylenanlassern gemacht, ohne zu befriedigendem Erfolg zu kommen. Am sichersten wirkte das Füllen der Zylinder mit Benzingasgemisch, doch war diese Anordnung nur bei einer Motorbauart möglich. Ein leichter, sicher wirkender Anlasser ist für Seeflugzeuge ein sehr erwünschtes Ausrüstungsstück.

Das epidemische Auftreten von Zylinderbrüchen, Abreißen am Flansch, dürfte überwunden sein. Die Möglichkeit, den Öldruck zu kontrollieren, war bei den neuen Motorbauarten wohl überall vorgesehen. Die in Gruppe 6 erwähnten Vergaserbrände hatten ihre Ursache meist darin, daß infolge ungenauer Einstellung des Benzinüberdruckventils dem Vergaser zu viel Benzin zugeführt wurde, und das überlaufende Benzin bei Knallern und Aussetzern von der rückschlagenden Zündflamme getroffen werden konnte, Mißstände, die bald erkannt und beseitigt wurden. Für Passagierflugzeuge dürfte die Mitführung eines Feuerlöschers vielleicht von Vorteil sein, um Vergaserbrände, die beim Start entstehen, schnell zu bekämpfen. Solche Brände sind außerdem durch einen längeren

Standlauf vor dem Start wirksam zu verhüten. Auch die Aussetzer beim Start werden meist hierdurch zu vermeiden sein. Übersichtliche Anordnung der Hähne auf der Schalttafel, bei langen Leitungen auch die Anordnung eines Absperrhahns dicht vor dem Vergaser kann vorteilhaft sein. Die Schäden an den Benzinleitungen sind schon oben als Ausnahmen gekennzeichnet, sie sind während des Krieges infolge Verwendung guten Baustoffs (Kupfer), sorgfältiger Montage (harte Lötung), und sicherer Verlegung selten aufgetreten. Auf möglichst einfache, kurze Leitungen muß Wert gelegt werden,

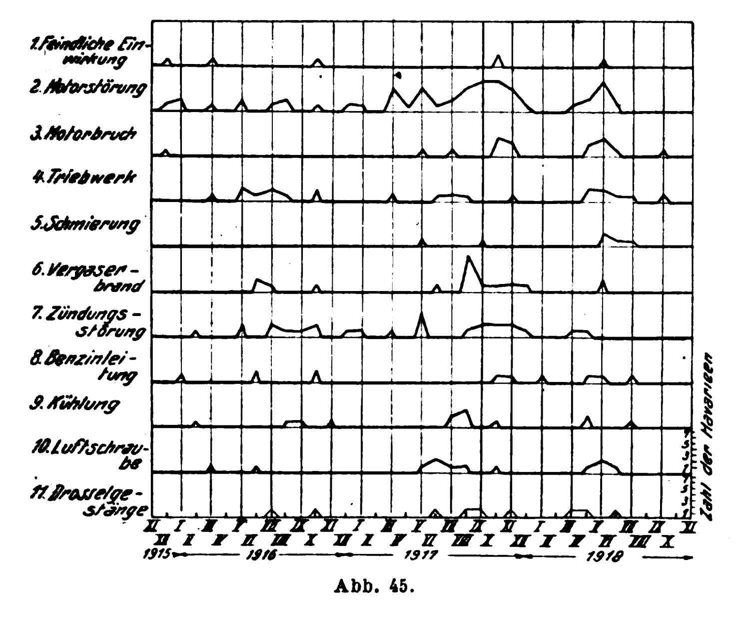


Abb. 45.

besonders bei mehrmotorigen Flugzeugen oder mehreren Haupt-Benzinbehältern. Einfache Leitungen und Schaltungen sind wertvoller als die Möglichkeit, jeden Motor aus jedem Behälter zu speisen. Die Kühlung der Flugmotoren bedarf vielleicht noch am meisten der Entwicklung. Ein konstruktiver Zusammenbau mit dem Motor, kurze, möglichst gerade Leitungsführung ist zu erstreben. Die Verwendung von Gummischellen am Motor und an der Kühlleitung sollte grundsätzlich vermieden werden. Die meisten Unfälle durch Luftschraubenbrüche lassen sich auf mangelhaftes Auswuchten oder Lockerwerden der Befestigungsschrauben zurückführen. Das Lockern der Befestigungsschrauben braucht nicht durch Lösen der Muttern, die meist gut gesichert sind, verursacht worden zu sein. Oft ist ein Schwinden des Holzes der Grund, wodurch auch das überwiegende Auftreten von Brüchen dieser Art im Sommerhalbjahr erklärt wird. Nachprüfen des Luftschraubensitzes vor jedem Fluge ist deshalb unbedingt nötig. Der Blechbeschlag der Luftschraube erfordert große Sorgfalt und eine gewisse Erfahrung bei der Herstellung. Er ist für die Haltbarkeit der Schrauben bei der Seefliegerei von großer Wichtigkeit. Ein Ersatz dafür (Metallisieren, Bekleiden der Flügelspitzen mit Sperrholz) ist bisher nicht gefunden. Die Gruppe »Versager am Drosselgestänge« beweist, daß auch einfach scheinende Konstruktionsteile mit der größten Sorgfalt durchzudenken sind. Gerade hier wird die Erfahrung des Flugzeugführers dem Konstrukteur besonders nützlich sein.

Die Zusammenstellung der Unfälle in der Marinefliegerei, soweit sie durch die Maschinenanlage verursacht sind, gibt kein lückenloses Bild, weil eben ein großer Teil der Verlustursachen nicht genau aufgeklärt ist. Liegt auch die deutsche Seefliegerei zurzeit ganz darnieder, so erscheint es doch nicht unnütz, die Erfahrungen des Krieges festzulegen und darauf weiter zu bauen. Wenn vorstehende Mitteilungen hierzu beigetragen haben, so ist ihr Zweck erfüllt.

Rüstringen i. O., 23. Mai 1921.

gez.: Horstmann, Marinebaumeister.

2.

Im Anschluß an unsern Vortrag: »Über die an Verkehrsflugzeugmotoren zu stellenden Anforderungen« auf der VII. Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt im September 1921 in München führte in der Diskussion Ed. Seppeler über eine Möglichkeit, die Sicherheit der Flugmotoren wesentlich zu erhöhen, etwa folgendes aus:

Der größte Feind für die Betriebssicherheit der Motoren sei die Wärme. Daher sei für alle weiteren Verbesserungen die Hauptanforderung, die schädliche Wärme aus den Motoren wegzuschaffen. Sie ist an der sehr starken Spitze des Indikatordiagramms des Benzinmotors zu erkennen, macht die Ventile warm und begünstigt sehr stark Selbstzündungen. Diese Spitze gilt es also wegzuschaffen.

Sie kommt her von der brisanten Verbrennung, dem raschen Zerfall unserer bisherigen Brennstoffe, vor allem des leichten Benzins. Je weiter die Wirtschaftlichkeit unserer Benzinmotoren getrieben wird, je geringer der Brennstoffverbrauch pro PS ist, desto gefährlicher ist die Spitze. Diese Spitze ist auch daran schuld, daß wir mit der Leistung pro Zylinder und mit seinem Durchmesser an bestimmte, enge Grenzen gebunden sind.

Die Beseitigung dieser Spitze ist nun dadurch möglich, daß wir andere Verbrennungsvorgänge im Motor schaffen. Dazu sind chemisch anders zusammengesetzte Brennstoffe nötig, die nicht so schnell wie die das Benzin bildenden Kohlenwasserstoffreihen zerfallen, sondern infolge innerer Bindungen langsamer verbrennen, wodurch wir ein Diagramm erhalten, das mehr dem des Dieselprinzips angenähert ist. Solche Brennstoffe sind z. B.: Tetralin und Naphthalin, die im normalen Automobilmotor nicht verarbeitet werden können, weil bei diesem die Kompression nicht ausreicht.

Bekanntlich hängt die Wirtschaftlichkeit des Benzinmotors vom Grade der Verdichtung ab. Nun können wir in unsern Flugmotoren nur mit unveränderlichen Verhältnissen arbeiten. Betrachten wir die Verdichtungen beim Flug auf der Erde und in 6000 m Höhe, so sehen wir, daß wir unten etwa 1 : 8 und oben etwa 1 : 4 verdichten. Benutzen wir unten und oben denselben Brennstoff, so ist es klar, daß wir unten und oben auch verschiedene thermische Ausnutzungsgrade haben.

Bisher hat man die Motoren so gebaut, daß sie in der Nähe der Erde auf 1 : 4 verdichtet haben und nur ausnahmsweise, wenn man Vollgas gab, auf 1 : 8. Dann hatte man aber auch sofort die schädliche Spitze im Diagramm.

Ed. Seppeler schlug daher vor, mit zwei verschiedenen Brennstoffen zu fliegen, z. B. in geringen Höhen mit Benzol bei 1 : 4 bis 1 : 5 und über 2000 m Höhe mit Tetralin bei 1 : 8 Verdichtung. Dann kann der Motor unten und oben mit Vollgas laufen, ohne überlastet zu werden.

Weiter machte Ed. Seppeler darauf aufmerksam, daß wir den Schmierölen für Flugmotoren mehr als bisher unsere Aufmerksamkeit zuwenden müssen.

Die normalen Schmieröle haben bei großer Viskosität einen sehr niedrigen Flammpunkt. Die schlechten Schmieröle mit geringer Viskosität dagegen haben einen hohen Flammpunkt. Diese bilden

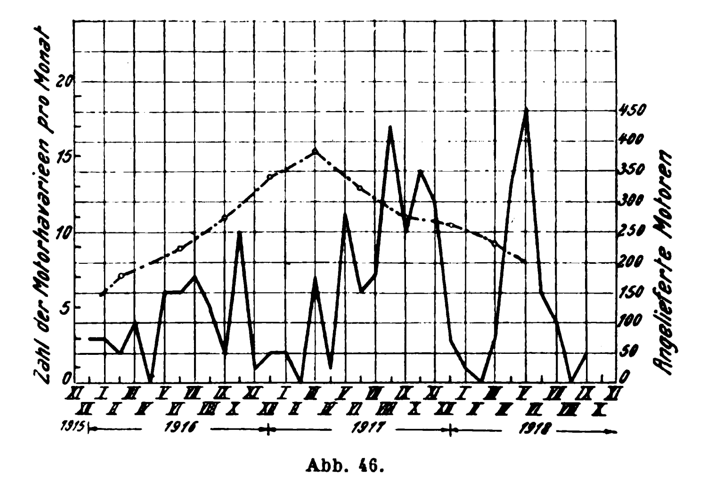


Abb. 46.

das brauchbare Ausgangsmaterial für überkomprimierte Motoren, sobald es gelingt, die Viskosität durch zusätzliche Behandlung zu steigern. Dieses ist sowohl durch elektrische als auch chemische Nachbehandlung verschiedentlich gelungen. Ein weiterer Weg ist es, die genannten Öle in Metallseifen zu verwandeln, was eine erhebliche Erhöhung der Viskosität im Gefolge hat, ohne den Flammpunkt zu erniedrigen.

Gelingt es also, die Spitze im Indikatordiagramm des Flugmotors fortzuschaffen, dann können wir die schädliche Wärme in ihm verringern und dadurch zu größeren Konstruktionseinheiten kommen, ohne die Zahl der Zylinder unnötig zu vergrößern.

Auch der sich bisher im Flugzeug gut bewährte Sechszylinderreihenmotor kann dann mit größeren Leistungen als bisher gebaut werden.

INHALT:

Geschäftliches:

Vorträge der XII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung:

Beiträge: